

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

This material contains information affecting the National Defense of the United States within the meaning of the Espionage Laws, Title 18, U.S.C. Secs. 793 and 794, the transmission or revelation of which in any manner to an unauthorized person is prohibited by law.

S-E-C-R-E-T

COUNTRY	East Germany	REPORT	25X1
SUBJECT	East German Aviation Magazine <u>Deutsche Flugtechnik</u>	DATE DISTR.	27 AUG 1958
		NO. PAGES	1
		REFERENCES	25X1
DATE OF INFO.		SSING COPY	
PLACE & DATE ACQ			25X1

SOURCE EVALUATIONS ARE DEFINITIVE. APPRAISAL OF CONTENT IS TENTATIVE.

East German aviation magazine Deutsche Flugtechnik, March 1958. The magazine contains the following articles:

1. Fundamentals of Space Travel (Grundlagen der Weltraumfahrt) by Dr. oec. C. Schade. The article deals with rocket construction, flight problems, and the space station. There is a schematic diagram of a three-stage rocket.
2. The Soviet Air-Service Airplane Antonov An-2, by H. Ahner. The article includes information on operational characteristics, and photographs.
3. Propellers of the Medium Range Cargo Plane IL 14 P, by Dipl. Ing. W. Leuthold. Propellers are type AW-50. The article describes the technical characteristics and includes schematic diagrams.
4. Chemical Erosion (Abtragen) by Ing. W. Wogeck. The article describes the procedures whereby aluminum alloy forms are treated with acid to obtain required sizes and shapes.

The magazine is Unclassified.

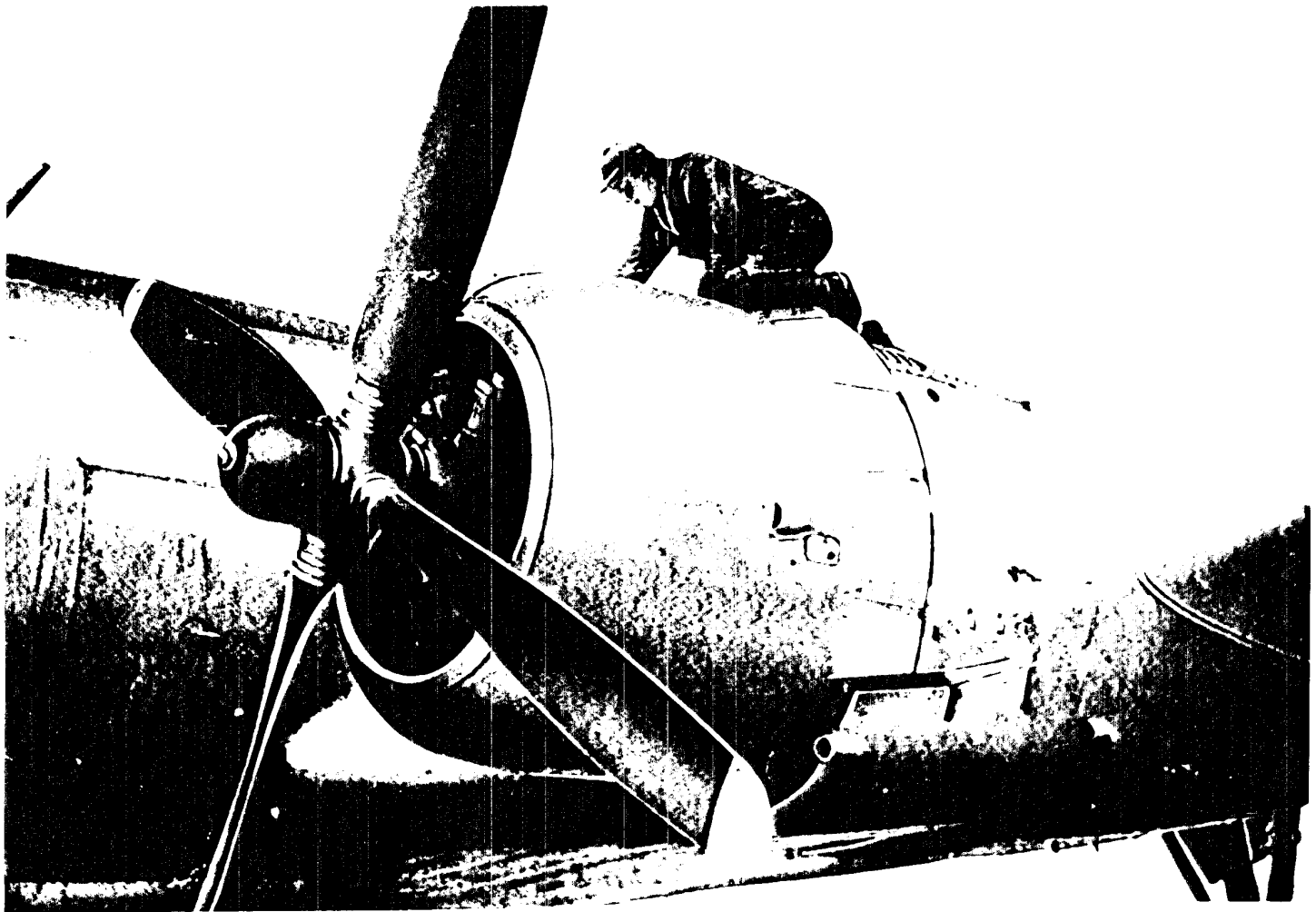
S-E-C-R-E-T

STATE	X	ARMY	X	NAVY	X	AIR	X	FBI	X	AEC	X		X		X
(Note: Washington distribution indicated by "X"; Field distribution by "#").															

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

DEUTSCHE flugtechnik

MITTEILUNGEN ZUR FACHLICHEN INFORMATION
FÜR DIE MITARBEITER DER LUFTFAHRTINDUSTRIE
DER DEUTSCHEN DEMOKRATISCHEN REPUBLIK



Linkes Triebwerk mit Vorstell-Luftschraube des Mittelstrecken-Verkehrsflugzeuges L 14P

2. Jahrgang

1958

März

3

Luftfahrt in der Vergangenheit

Der erste Flug über die Alpen

DK 656.7 (201)

Der erste Motorflug über die Alpen bewies auch dem letzten Zweifler, daß selbst mächtige Gebirge für Flugzeuge keine unüberwindlichen Hindernisse sind.

Vorbedingung für Gebirgsflüge waren entsprechende Flughöhen, die von den Piloten zunächst nur zögernd gesteigert wurden. Als Wilbur Wright 1908 2 Stunden 20 Minuten flog, stand der Höhenweltrekord auf nur 115 m, und noch 1909 konnte der Höhenpreis auf der internationalen Flugwoche in Reims mit 158 m (!) Flughöhe errungen werden. Bodennähe bedeutete damals Sicherheit. Erst das Jahr 1910 brachte ein sprunghaftes Ansteigen der Flughöhen. Im Januar wurden erstmalig 1000 m überstiegen, und am 8. September stellte Geo Chavez mit 2632 m einen neuen Höhenweltrekord auf, als für die Erstüberquerung der Alpen im Flugzeug zwischen Brig (Schweiz) und Mailand ein 100000-Francis-Wettbewerb ausgeschrieben wurde.

Geo Chavez, der Sohn eines reichen peruanischen Bankiers, entschloß sich, Ruhm und Preis mit seinem Blériot-Eindecker zu gewinnen.



Chavez in der Gondoschlucht

Im September 1910 fanden sich mehrere Bewerber zur Briger Flugwoche ein, und am 19. September unternahmen Chavez und Weymann die ersten Versuche. Bleich und erschöpft landete Chavez nach einem Höhenflug außerhalb des Flugfeldes und sagte resigniert: „Es war schrecklich, ... der Sieger der Konkurrenz gewinnt den Tod.“

Thermische Ablösungen über den Felsen, Fallböen und Aufwinde bisher unbekannten Ausmaßes machten den leichten Flugzeugen auch bei ruhigem Wetter schwer zu schaffen.

Am 29. September startete Chavez erneut, stieg in großen Kreisen auf 2400 m Höhe und nahm Kurs auf den Simplon-Paß (2010 m) und die Gondoschlucht. Passanten sahen, wie das leichte Flugzeug von Böen gepackt auf und nieder geworfen wurde. Bald hatte Chavez das gefährliche Felsmassiv hinter sich und flog im steilen Gleitflug Domodossola zu, wo er zwischenlanden wollte. Doch nach 42 Minuten Flugzeit klappten beim Landeanflug die Tragflächen an den Rumpf, und das Flugzeug stürzte zu Boden. Chavez erlag wenige Tage später seinen Verletzungen.

Chavez' mutige Tat, die erste Alpenüberquerung im Flugzeug, war ein weiteres bedeutendes Ereignis für die Entwicklung des noch jungen Flugwesens.

F. 188

Diplom-Historiker Gerhard Wissmann

Inhalt

Grundlagen der Weitraumfahrt	
Von Dr. oec. C. Schade	33
„Deutsche Flugtechnik“ stellt vor:	
Das sowjetische Arbeitsflugzeug Antonow An-2	
Von Redakteur H. Ahner	37
Die Luftschrauben des Mittelstrecken-Verkehrsflugzeuges IL 14 P	
Von Dipl.-Ing. W. Leuthold	40
Unsere Luftfahrtindustrie auf der	
Frühjahrsmesse 1958	43
Chemisches Abtragen	
Von Ing. W. Wogek	44
Neues aus der Weltluftfahrt	
Von Ing. H.-K. Lepitré	47
Luftfahrt in der Vergangenheit	
Der erste Flug über die Alpen	
Von Dipl.-Historiker G. Wissmann	2. U. S.
Aus der Praxis – für die Praxis	
Von J. Reithmeier	3. u. 4. U. S.

Herausgeber:

Verwaltung der Luftfahrtindustrie

Mit der Herausgabe beauftragt:

Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel, Dresden N 2, Postschließfach 40

Redaktionskollektiv:

Obering, Besinger, Ing. Bonin, Dipl.-Ing. Buchner, Ing. Eberhard, Dipl.-Ing. Eitner, Dipl.-Ing. Everling, Dipl. phys. Dr. oec. Geist, Obering. Griebisch, Ing. Hartlepp, Kaufm. Leiter Kellermann, Prof. Landmann, Ing. Lorenzen, Dr.-Ing. Maschek, Obering. Mindach, Ing. Progscha, „Leiter Jurist der HAZL Siegen“

Verantwortlicher Redakteur: Dipl.-Ing. Helmut Schneider

Bezug:

Die „Deutsche Flugtechnik“ erscheint monatlich im Umfang von 16 Seiten und ist im Halbjahresabonnement zum Preise von 3,— DM (Heftpreis —,50 DM) über die technischen Abteilungen der Betriebe und für Außenstehende durch die Gesellschaft für Sport und Technik, durch Hoch- und Fachschulen oder durch volkseigene Betriebe in Form von Sammelbestellungen erhältlich. Der Bezug der Zeitschrift über die Post oder den Buchhandel ist nicht möglich.

Abbestellungen müssen spätestens drei Monate vor Ablauf des Halbjahres eingehen. Nachbestellungen können jederzeit aufgegeben werden. Liefermöglichkeit vorbehalten.

Satz und Druck:

Im Auftrag des VEB Verlag Technik, Berlin C 2, Oranienburger Straße 13–14, vom VEB Druckerei der Werkstätten in Halle (Saale) übernommen.

Gedruckt: M. n. f. Kultur, HV, Verlagswesen, Lizenz-Nr. 4210

MITTEILUNGEN ZUR FACHLICHEN INFORMATION FÜR DIE MITARBEITER DER LUFTFAHRTINDUSTRIE
DER DEUTSCHEN DEMOKRATISCHEN REPUBLIKGrundlagen der Weltraumfahrt¹⁾

Von Dr. oec. C. Schade

DK 629.19
521 2,3
629.136.3
629.19 521.6

Der Start des ersten sowjetischen Erdsatelliten am 4. Oktober 1957 hat das Problem der Weltraumfahrt schlagartig in die erste Reihe des Weltinteresses gerückt. Die große Schar der Skeptiker und Zweifler, die in jedem ernsthaft an der Weltraumfahrt Interessierten einen Phantasten oder Narren sah, war mit einem Schlag verstummt. Alle diejenigen, die sich bis zu diesem Zeitpunkt den Fragen der Weltraumfahrt gegenüber überhaupt gleichgültig verhielten und „die anderen machen lassen“, fragten plötzlich „weshalb“ und „wie“. Dann konnte man oft staunend beobachten, wie „ein Fachmann“, der nicht selten 24 Stunden zuvor noch im Lager der Skeptiker stand, die so Fragenden über den „schwereleeren Raum jenseits der Lufthülle“ und anderen Unsinn „aufklärte“.

Die nachfolgenden Ausführungen haben die Aufgabe, in großen Zügen der letztgenannten Gruppe einen Überblick über die Grundlagen der Weltraumfahrt – also über das „Wie“ – zu geben.

1. Physikalische Grundlagen

1.1 Der Raketenantrieb

Das erste Problem, das vor einer Fahrt in den Kosmos gelöst werden mußte, war das des Antriebes; denn durch die Luftleere des Weltraumes – aber nicht allein aus diesem Grunde – war die herkömmliche Antriebsart mittels Luftschaube (Propeller) unbrauchbar. Allein der Raketenmotor erwies sich für den Weltraumflug als geeignet. Nach welchem Prinzip arbeitet dieser Antrieb?

Fast jeder von uns hat schon die Erfahrung gemacht, daß sich beim Aussteigen aus einem Ruderboot dieses in der entgegengesetzten Richtung fortbewegt, und zwar schon dann bewegt, bevor unser Fuß den Landungssteg berührt hat. Dieser Effekt, der unabhängig von Wasser und Luft zustande kommt, in denen sich die beiden Körper – Boot und Mensch – bewegen, wurde von Isaac Newton 1687 als drittes Grundgesetz der Mechanik formuliert:

Wirkung und Gegenwirkung sind stets der Größe nach einander gleich und der Richtung nach entgegengesetzt.

Bezeichnen wir einmal in diesem Falle als „Wirkung“ das Produkt aus der Masse des menschlichen Körpers und seiner Geschwindigkeit beim Aussteigen und als „Gegenwirkung“ das Produkt aus der Masse des Bootes und seiner Geschwindigkeit, so können wir hieraus den für den Raketenantrieb grundlegenden „Impulssatz“ ableiten; denn auch bei der Verbrennung eines Gases im Raketenmotor tritt der gleiche Effekt auf, wenn auch hier die geringe Masse des Gases durch seine große Ausströmungsgeschwindigkeit ausgeglichen wird.

¹⁾ Unter der Leitung der Abteilung „Weltraumfahrt“ der Deutschen Enzyklopädie – Technik, Leipzig 1957.

Unter dem Impuls P eines Körpers versteht man das Produkt aus seiner Masse m und seiner Geschwindigkeit v :

$$P = m \cdot v.$$

Nach dem Impulssatz ist der Gesamtimpuls eines abgeschlossenen, äußeren Kräften nicht unterworfenen Körpersystems konstant und demzufolge seine Änderung ΔP , der eine Geschwindigkeitsänderung Δv entspricht, gleich Null:

$$\Delta P = m \cdot \Delta v = 0.$$

Für ein Zweikörpersystem (Boot – Mensch bzw. Rakete – Gas), bei dem sich die Geschwindigkeiten der Einzelmassen m_1 , m_2 um Δv_1 , Δv_2 ändern, lautet der Impulssatz

$$m_1 \cdot \Delta v_1 + m_2 \cdot \Delta v_2 = 0.$$

Wächst die Geschwindigkeit der Gasmasse m_2 beim Ausströmen um die Größe Δv_2 , so steigt die Geschwindigkeit der Masse m_1 des Raketenkörpers um

$$\Delta v_1 = - \frac{m_2}{m_1} \cdot \Delta v_2.$$

Beispiel:

Masse der Rakete $m_1 = 1 \text{ kg}$

Masse des in der Zeiteinheit (je Sekunde) ausströmenden Gases $m_2 = 0,6 \text{ kg}$

Geschwindigkeit des ausströmenden Gases $v_2 = 0,7 \text{ km/s}$

Geschwindigkeit der Rakete v_1

$$v_1 = - \frac{0,7 \cdot 0,6}{1} = -0,42 \text{ km/s}.$$

Ändert sich die Geschwindigkeit des Gases um

$$\Delta v_2 = 0,5 \text{ km/s auf } 1,2 \text{ km/s},$$

dann ändert sich auch v_1 , die Geschwindigkeit der Rakete, um

$$\Delta v_1 = - \frac{0,6 \cdot 0,5}{1} = -0,30 \text{ km/s}$$

auf $v_1 = 0,72 \text{ km/s}$.

Das Minuszeichen bei Δv_1 sagt dabei nur aus, daß die Bewegungsrichtung entgegengesetzt ist.

Außer dem Impulssatz ist für den Raketenantrieb noch der Massenmittelpunktsatz von Bedeutung. Nach diesem Satz bewegt sich der Massenmittelpunkt eines nur inneren Kräften unterworfenen Körpersystems unabhängig von den inneren Kräften. Fliegt ein Raumschiff in einem kräftefreien Raum, so behält der Mittelpunkt der gesamten Masse des Raumschiffes einschließlich der ausgestoßenen Verbrennungsgase seinen Zustand der Ruhe

oder der gleichförmigen Bewegung unverändert bei. Werden also Verbrennungsgase nach hinten ausgestoßen, so muß sich das Raumschiff zwangsläufig nach vorn bewegen.

Nach dem Impulssatz sieht es – oberflächlich betrachtet – so aus, als ob es eine Kleinigkeit wäre, der Rakete jede gewünschte Geschwindigkeit zu geben. Hierzu scheint nur nötig zu sein, die Geschwindigkeit des Gases und seine in der Zeiteinheit abgestoßene Masse ständig zu vergrößern. Dem stehen aber drei Faktoren entgegen:

1. kann die Masse des Gases (Treibstoff) nicht größer sein als die Rakete selbst. Da – einfacher Fall die Feuerwerksrakete – wenigstens ein ganz dünner Mantel den Treibstoff zusammenhalten muß, ist die Masse der Rakete stets größer als die Masse des Treibstoffs und dadurch das Verhältnis

$$\frac{m_g}{m_R} < 1$$

2. ist die Masse des Treibstoffes begrenzt und
3. hat jedes Gas nur eine begrenzte Ausströmungsgeschwindigkeit c von konstanter Größe.

Aus diesen Überlegungen und aus der Tatsache, daß die Welt- raumfahrt im wesentlichen ein Geschwindigkeitsproblem ist (siehe nächstes Kapitel), ergibt sich die große Bedeutung der Geschwindigkeit einer Rakete bei Brennschluß, d. h., wenn der Treibstoff restlos verbraucht ist und keine weiteren Kräfte in der Bewegungsrichtung wirken.

Die Geschwindigkeit der Rakete bei Brennschluß wird durch die sogenannte Raketen-gleichung festgelegt:

$$v = c \cdot \ln \frac{M_0}{M_1}$$

Hierin bedeuten:

- v die Geschwindigkeit der Rakete bei Brennschluß
- c die Ausströmungsgeschwindigkeit der Verbrennungsgase
- \ln das Zeichen des natürlichen Logarithmus
- M_0 die Gesamtmasse der Rakete vor dem Start (mit Treibstoff)
- M_1 die Masse der leeren Rakete (ohne Treibstoff)

Praktisch benötigt man die geringste Energie, wenn die Ausströmungsgeschwindigkeit c sich zur Endgeschwindigkeit v wie 1:1,6 verhält. Das Massenverhältnis $M_0:M_1$ liegt dann bei etwa 5, d. h., es müssen etwa 80% des Gesamtgewichts der Rakete auf das Gewicht des Treibstoffs entfallen.

1.2 Die Astronautik

Der Zusammenhalt unseres Planetensystems, dessen Zentralgestirn die Sonne ist, wird durch die jedem Körper innewohnende Schwerkraft (Gravitation genannt) bewirkt. Die Größe dieser Schwerkraft wird durch das Gravitationsgesetz beschrieben, das folgendermaßen lautet:

Die Kraft, mit der sich zwei Massen anziehen, ist direkt proportional dem Produkt der Massen und umgekehrt proportional dem Quadrat ihres Abstandes.

Diese Kraft verleiht den Körpern eine Beschleunigung, die von der Größe der jeweiligen Massen abhängt und auf die Massenmittelpunkte gerichtet ist. Auf Grund der Gravitation bewegen sich zwei Körper mit den entsprechenden Beschleunigungen aufeinander zu, wenn nicht eine andere Kraft diese Bewegung hemmt.

Die Kraft, die von einer Masse ausgeht, bildet um diese ein sogenanntes Kraftfeld aus, das ja nicht nur nach einer bestimmten Richtung, sondern nach allen Seiten wirkt. Die Größe dieses Kraftfeldes nimmt also mit zunehmender Entfernung entspre-

chend dem eben angegebenen Gesetz ab; aber – und das sei hier besonders betont – vorhanden ist solch ein Schwerkraftfeld einer Masse überall, wenn auch nur mit unmeßbar kleinen Beträgen. Auch die Schwerkraftfelder der Erde und des Mondes sind überall vorhanden, obgleich ihre Intensität relativ rasch abnimmt. Aus diesem Grunde kann es auch einen sogenannten „schwerelosen Raum“ nicht geben. Allerdings gibt es einen Punkt im Raum, in dem sich die Schwerkraft von Erde und Mond ausgleichen (neutraler Punkt), bei dessen Überschreiten die Schwerkraft des anderen Körpers überwiegt (Bild 1).

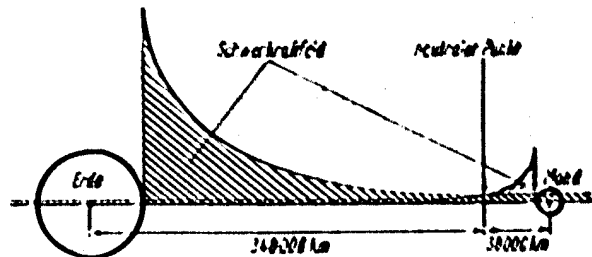


Bild 1. Die Schwerkraftfelder von Erde und Mond

Wird nun die eine von zwei Massen gegenüber der anderen verschwindend klein (z. B. System Erde – Rakete), dann wird auch deren Schwerkraft entsprechend klein, und es wirkt praktisch nur die der größeren Masse (Erde).

Der Flug in dem Weltraum ist nach dem bisher Gesagten die Bewegung eines Raumschiffes von einem Gravitationsfeld zum anderen, d. h. also, die Rakete muß bei einem Flug – beispielsweise zum Mond – zuerst die Schwerkraft der Erde überwinden, bis sie zu dem neutralen Punkt gelangt; von diesem Punkt aus wirkt die Schwerkraft des Mondes auf sie ein und die Rakete fliegt ohne eigenen Antrieb – lediglich der Schwerkraft gehorchend – auf den Mond zu.

Beim Start von der Erde hat aber die Rakete noch eine weitere Kraft zu überwinden: den Luftwiderstand. Dieser Luftwiderstand, der in der Nähe des Erdbodens außerordentlich groß ist, nimmt nach „oben“ verhältnismäßig rasch ab. Daraus ergibt sich für die Astronautik die wichtige Konsequenz, zur schnellen Überwindung des schädlichen Luftwiderstandes eine Rakete mit kleinen Anfangsbeschleunigung senkrecht zu starten und nicht, wie es zur Überwindung der Schwerkraft richtiger wäre, mit großer Anfangsbeschleunigung eine „flache“ Aufstiegsbahn zu wählen.

Die weitere Flugbahn nach dem Verlassen der Atmosphäre ist im wesentlichen ein Geschwindigkeits- und Energieproblem zur Überwindung der eben beschriebenen Schwerkraft. Die Gestalt der Flugbahn richtet sich vor allem nach der Geschwindigkeit,

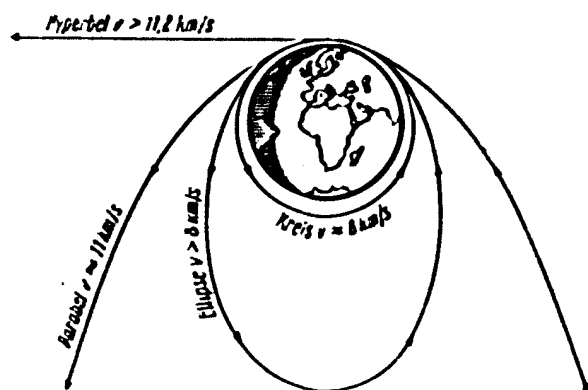


Bild 2. Die Flugbahn-Gestaltung in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

die die Rakete bei Brennschluß besitzt. Bei einer Geschwindigkeit von etwa 8 km/s in horizontaler Richtung fällt die Rakete nicht wieder auf die Erde zurück, sondern umkreist sie. Bei höheren Geschwindigkeiten wird die Kreisbahn zur Ellipse, in deren einem Brennpunkt der Erdmittelpunkt liegt; bei einer Geschwindigkeit von etwa 11,2 km/s zur Parabel und erst bei noch höheren Geschwindigkeiten zur Hyperbel, bei der das Raumschiff sich dann völlig aus dem Schwerkraftbereich der Erde entfernt (Bild 2).

2. Technische Grundlagen

2.1 Das Fahrzeug

Die bisher angestellten theoretischen Betrachtungen lassen schon einige wichtige Folgerungen für den Entwurf einer für den Weltraumflug bestimmten Rakete zu.

Als erste Folgerung ergibt sich, daß die in einer Rakete zu befördernde Masse an Nutzlast (Meßgeräte, lebende Organismen usw.) im wesentlichen von der Masse des mitzuführenden Treibstoffes und der Ausströmungsgeschwindigkeit seiner Verbrennungsgase abhängt. Als zweite wesentliche Folgerung ist zu erkennen, daß zum Weltraumflug eine geringste Brennschlußgeschwindigkeit von etwa 8 km/s notwendig ist. Da aber die erforderliche Brennschlußgeschwindigkeit im wesentlichen wieder von den Ausströmungsgeschwindigkeiten der Verbrennungsgase abhängt, muß die Treibstofffrage als das primäre Problem der Weltraumfahrt angesehen werden.

Für den Flug in den Weltraum ist hinsichtlich der Gestaltung des Antriebsaggregates noch das Fehlen einer äußeren Sauerstoffbasis für die Verbrennung des Treibstoffes zu beachten. Aus diesem Grunde muß für eine Fahrt außerhalb unserer Atmosphäre auch der zur Oxydation notwendige Sauerstoff in irgendeiner Form im Fahrzeug mitgeführt werden. Dadurch unterscheidet sich im wesentlichen auch der Raketenmotor vom Strahltriebwerk. Diese Erfordernisse müssen bei der Wahl des Treibstoffes und der Konstruktion der Rakete in erster Linie berücksichtigt werden. Nach der Art des Treibstoffes und des Oxydationsmittels unterscheiden wir zwei Gruppen von Raketen:

1. Einstoff- und Zweistoffraketen,
2. Puher- und Flüssigkeitsraketen.

Die Einstoffrakete unterscheidet sich von der Zweistoffrakete dadurch, daß erstere den zur Oxydation nötigen Sauerstoff im Treibstoff m. führt, während bei der Zweistoffrakete das Oxydationsmittel erst im Verbrennungsraum mit dem Treibstoff in Berührung kommt.

Die Puherrakete (auch Feststoffrakete genannt) führt den Treibstoff und das Oxydationsmittel in fester Form mit. Sie ist eine Einstoffrakete und die erste Raketenart, die überhaupt gebaut wurde. Ihre Vorteile beruhen auf der einfachen Bau- und Arbeitsweise; nachteilig ist vor allem der hohe Arbeitsdruck (etwa 100 atü), der bei großen Raketen eine sehr dickwandige Verbrennungskammer mit hohem Gewicht erfordert. Ein weiterer Nachteil der Feststoffrakete ist die relativ geringe Ausströmungsgeschwindigkeit der Verbrennungsgase, die theoretisch etwa zwischen 2,4 km/s (Schwarzpulver) und 3,9 km/s (Nitroglyzerin) schwankt, praktisch aber noch wesentlich unter diesen Werten liegt. Für kleine Raketen von einfacher Konstruktion ist diese Art aber geeignet.

Nach bisherigen Untersuchungsergebnissen kommt für die Weltraumfahrt zunächst die Flüssigkeitsrakete als Zweistoffsystem in Betracht. Sie bedarf zur Aufbewahrung ihres Treibstoffes und Oxydationsmittels nur dünnwandiger Tankanlagen und für die Verbrennung eine relativ leichte Brennkammer. (Der Treibstoff und das Oxydationsmittel werden durch von Preßluft angetriebene Pumpen in die Brennkammer gedrückt.) Die Aus-

strömungsgeschwindigkeit der Verbrennungsgase von den flüssigen Treibstoffen ist verhältnismäßig hoch und erreicht z. B. für Wasserstoff mit Fluor einen theoretischen Wert von 6,3 km/s. Die praktisch erreichbaren Werte liegen jedoch auch hier unter diesen theoretischen. Daß die Wahl des Treibstoffes nicht allein von „c“ abhängt, sondern auch von anderen Faktoren, wie z. B. von der Gefährlichkeit bei der Handhabung, der Dichte, der Wärmetönung, des Schmelz- und Siedepunktes, sei in diesem Zusammenhang nur am Rande vermerkt.

Die theoretischen Geschwindigkeitswerte von Verbrennungsgasen flüssiger Treibstoffe sind zwar relativ hoch, führen aber trotzdem noch nicht zu der praktisch erforderlichen Raumschiff-Geschwindigkeit. Damit wäre an und für sich eine Raumfahrt mit den z. Z. vorhandenen Mitteln gar nicht durchführbar. Den Ausweg aus dieser Schwierigkeit brachte die Überlegung, daß sich die erforderliche Geschwindigkeit durch eine Addition mehrerer kleinerer Geschwindigkeiten erreichen läßt. Weitere praktische Untersuchungen führten dann zum „Stufenprinzip“. Dieses Prinzip beruht auf der Hintereinanderschaltung von zwei oder mehreren Raketensätzen.

Bei Brennschluß des ersten Raketensatzes wird dieser abgetrennt und der entzündete zweite Satz treibt das Aggregat, bis bei ihm Brennschluß eintritt usw. Da sich die Endgeschwindigkeiten der einzelnen Sätze summieren, ist es also möglich, trotz der z. Z. erzielten ungenügenden Ausströmungsgeschwindigkeiten der Gase die für eine Raumfahrt erforderliche Geschwindigkeit zu erreichen.

Mit großer Wahrscheinlichkeit kann angenommen werden, daß die für den Start der sowjetischen Sputnik I verwendeten Raketen aus drei Sätzen bestanden, von denen die ersten beiden auf der Flüssigkeits- und die dritte auf der Feststoffbasis arbeiteten. Das Schema einer solchen Dreistufen-Rakete ist in Bild 3 wiedergegeben. Die ersten beiden Stufen haben dabei die Aufgabe, den Satelliten auf die erforderliche Höhe zu bringen, und die dritte Stufe beschleunigt ihn in horizontaler Richtung. Für diesen Fall ist eine Feststoffrakete angebracht, da nur noch relativ geringe Massen beschleunigt werden müssen und der sonst von den Treibstoff- und Oxydationsmittelbehältern beanspruchte Raum für die Unterbringung der Nutzlast dienen kann.

1.2 Die Außenstation

Die primäre Aufgabe der Raumschiffe ist es, den eigentlichen Flug im Weltraum, d. h. den Start auf einem Planeten, den Flug zwischen den Planeten und die Landung auf einem dieser Planeten durchzuführen.

Infolge dieser Aufgabenstellung muß das Raumschiff sich konstruktiv den daraus resultierenden Erfordernissen anpassen, d. h. also, es muß eine bestimmte aerodynamisch günstige Verkleidung bekommen. Weiter sind ein umfangreiches Antriebsaggregat und zur Überwachung des Fluges und der Triebwerke eine Vielzahl von Geräten nötig. Diese Forderungen schränken aber die Anwendungsfähigkeit der bemannten Raumschiffe für wissenschaftliche Zwecke – insbesondere für geophysikalische Untersuchungen – ein. Es soll z. B. in diesem Zusammenhang nur an die laufende Untersuchung großräumiger atmosphärischer Prozesse erinnert werden. Aus diesen und noch einigen anderen Gründen erweist es sich als zweckmäßig, besondere Einrichtungen im Weltraum zu schaffen, deren Konstruktion ohne Berücksichtigung aerodynamischer, antriebstechnischer und anderer Forderungen durchgeführt werden kann. Solche Einrichtungen sind die Außenstationen.

Als Außenstationen bezeichnet man von Menschenhand geschaffene, außerhalb der Atmosphäre ohne eigene Antriebsmittel versehene, im Schwerkraftfeld eines Planeten fliegende Körper,

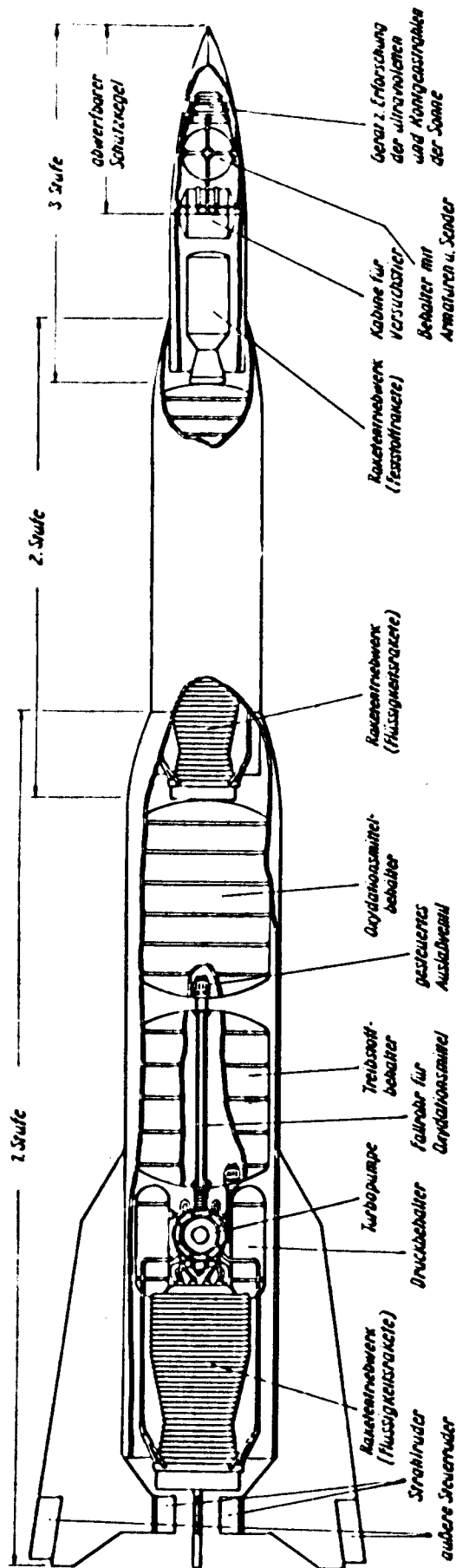


Bild 3. Schematische Darstellung einer Dreistufen-Rakete, deren dritte Stufe als Pulverrakete ausgebildet ist

die Menschen beherbergen können. Die Flugbahn der Außenstation hängt also – auf Grund ihrer eigenen Antriebslosigkeit – nur von der ihr einmal erteilten Geschwindigkeit ab. Daß kleinere als zum eigentlichen Antrieb notwendige Aggregate zur Fluglageänderung oder -regelung vorhanden sein müssen, ändert nicht den Charakter der Außenstation. Die Größe und die Form dieser Außenstationen, die Menschen für längere Zeit beherbergen sollen, bedingen ihren stückweisen Transport auf die vorgesehene Höhe und ihren Zusammenbau im Weltraum.

Bevor man Außenstationen bauen kann, müssen erst einmal ihre eigenen Existenzbedingungen im Weltraum untersucht werden; das ist wiederum die primäre Aufgabe der unbemannten Satelliten, auch Sputniki oder Kleinstmonde genannt. Diese Satelliten haben daher ein so umfangreiches Aufgabenprogramm, daß dessen Erfüllung nur von einer Mehrzahl solcher Flugkörper durchgeführt werden kann. Ohne auf Vollständigkeit Wert zu legen, sei hier programmatisch ein Überblick gegeben: Studium des Zustandes der Atmosphäre in großen Höhen, der Ionosphäre und ihrer chemischen Struktur, der Erdmagnetfelder, des Druckes und der evtl. Materiedichte im Weltraum, der kosmischen Strahlung und der Einfluß dieser Strahlung auf den menschlichen Organismus, des Sonnenspektrums, der elektrostatischen Felder in großen Höhen, der Meteoritenströme im Kosmos. Außerdem haben die ersten Sputniki noch eine Reihe weiterer Aufgaben bekommen, die unmittelbar mit dem internationalen Geophysikalischen Jahr zusammenhängen. Während der erste Sputnik nur relativ wenig, wenn auch außerordentlich wichtige Aufgaben zu lösen hatte, untersuchte man bereits mit dem Sputnik II neben vielen anderen Problemen die biologischen Existenzmöglichkeiten im All.

Den jeweiligen Aufgabenstellungen entsprechend müssen auch alle Geräte innerhalb der Satelliten gestaltet sein. Ihr Herz stellt dabei in allen Fällen die Energiequelle in Form einer Batterie, eines Akkumulators, einer photoelektrischen Stromquelle u. dgl. dar, da eine Auswertung aller Meßergebnisse auf der Erde vorgenommen werden muß und die Übertragung dieser Ergebnisse funktetelegrafisch erfolgt.

Waren im ersten Sputnik neben der Batterie und der Sendeeinrichtung nur einige kleine Geräte installiert, so nahm der Gerätekomplex im zweiten Sputnik – entsprechend der größeren Aufgabenstellung – bereits umfassendere Ausmaße an. In diesem war bereits u. a. ein Gerät für die Erforschung der Sonnenstrahlung im ultravioletten bzw. Röntgenstrahlengebiet des Spektrums, ein solches für die Erforschung der kosmischen Strahlen, der Temperatur und des Druckes eingebaut. Besonders bemerkenswert am Sputnik II war aber die Unterbringung eines zylindrischen Behälters mit einem Hund als Versuchstier. Die Kabine mit dem Hund war hermetisch abgeschlossen und mit einem Futter- und Sauerstoffvorrat für eine bestimmte Zeit versehen. Weiterhin enthielt die Kabine Geräte zur Messung der Herz- und Atemtätigkeit des Versuchstieres. Die Anordnung dieses Gerätekomplexes geht ebenfalls aus Bild 3 hervor.

Bevor der Bau von Außenstationen und die bemannte Weltraumfahrt beginnen kann, sind aber noch eine Reihe weiterer technischer Probleme zu lösen, die auch bei den ersten beiden Sputniki noch ungelöst blieben, so z. B. die sichere Rückkehr eines Menschen zur Erde; denn nur wenn dieses Problem gelöst ist, kann man überhaupt daran denken, einen Menschen in den Weltraum zu schicken. Ist aber der menschliche Geist in der Lage gewesen, die theoretischen Grundlagen der Weltraumfahrt zu erforschen und den ersten praktischen Schritt in den Weltraum zu ermöglichen, so wird er auch in nicht allzu ferner Zeit die letzten technischen Probleme lösen, die sich heute noch seiner unmittelbaren Erkenntnisfähigkeit in den Weg stellen. Fig. 151

„Deutsche Flugtechnik“ stellt vor:

Das sowjetische Arbeitsflugzeug Antonow An-2

Von Redakteur H. Ahner

CK 629135-47.001.6

Die Bekanntschaft mit dem sowjetischen Baumuster An-2 steckt voller Überraschungen, da dieser große, etwas plump und massig wirkende Doppeldecker auf den ersten Blick von fast allen Betrachttern mit dem Prädikat „lahme Krähe“ bedacht wird. Es bedarf erst einiger Flüge mit dieser Maschine, ehe man sein Herz für sie entdeckt.

Der erste Flug mit ihr läßt den Vergleich mit einer Lokomotive wach werden; nicht zuletzt deshalb, weil der Anblick des soliden Triebwerkanbaues aus der Flugzeugführerkabine wie der Kessel einer Lokomotive anmutet. Indessen ist der Vergleich aber auch sachlich begründet.

Verwendung

Schon das unverwundliche Äußere der An-2 deutet darauf hin, daß es sich bei ihr um einen ausgesprochenen Lastenschlepper handelt, der unter allen geografischen Breitengraden eingesetzt werden kann und wird. Das Flugzeug hat sich sowohl in unwirtlichen Gefilden Zentralasiens als auch unter arktischen Bedingungen bestens bewährt. Es fliegt im landwirtschaftlichen und meteorologischen Einsatz, im Fluggast- und im Frachtdienst, für Luftbild- und Sanitätszwecke. Nach jahrelanger Verwendung durch die sowjetische Luftverkehrsgesellschaft Aeroflot steht es nunmehr auch im Flugdienst der Deutschen Lufthansa. Hier wird die An-2 zur landwirtschaftlichen Schädlingsbekämpfung, im Fracht- und Rundflugdienst verwendet.

Bei Literaturstudien zeigten sich in Beschreibungen der An-2 voneinander völlig abweichende Kenn- und Leistungsdaten. Beispielsweise wurde die Gipfelhöhe mit 4000 bis 8000 m angegeben. Solche Abweichungen erklärten sich schließlich dadurch, daß verschiedenartige Ausführungen mit völlig unterschiedlichen Triebwerken gebaut wurden. Die nachfolgend gegebenen Daten sind von dem unserem Beitrag zugrunde liegenden Flugzeug erflogene Werte, die zum Teil noch unter den möglichen Maximalleistungen liegen.

Kenndaten des Flugzeuges Antonow An-2

Besatzung	2
Fluggäste	7...10
Spannweite	14,23 m
Länge	11,22 m
Höhe	4,71 m
Tragflächeninhalt	71,30 m ²
Leergewicht	3200 kg
Fluggewicht, norm.	4710 kg
Fluggewicht, max.	5200 kg
Reisegeschwindigkeit	190...200 km/h
Höchstgeschwindigkeit	260 km/h
Einsatzstrecke	rd. 1400 km
Gipfelhöhe	5000...8000 m
Tragflächenbelastung	73 kg/m ²

Bei einer zweiköpfigen Besatzung (Flugzeugführer und Bordmechaniker) sind für Rundflüge zehn und im Streckenflugdienst sieben Fluggäste zugelassen. Die beiden Besatzungsmitglieder sitzen in der etwas erhöhten Flugzeugführerkabine in bekannter Anordnung nebeneinander. Das Flugzeug ist selbstverständlich mit Doppelsteuer ausgerüstet.

Kenndaten des Flugmotors ASch 621B

Zylinderanzahl	9
Bohrung	155,5 mm
Hub	174,5 mm
Zylinderhubraum	3,3 l
Gesamthubraum	29,7 l
Verdichtungsgrad	6,4
Trockengewicht	560 kg
Startleistung (n = 2100 U/min)	1000 PS
Kraftstoffverbrauch im Sparflug (etwa bei 170 km/h)	150 l/h
Leistungsgewicht	0,56 kg/PS

Beschreibung

Die An-2 ist ein einstiellig verspannter Doppeldecker mit metallbeplanktem Rumpf, der schon zu den Einundeinhalbdeckern zu rechnen ist (Bild 1). Ihre Tragflächen, Ruder und Flossen sind mit Ausnahme der ebenfalls metallbeplankten Nasen und Tragflächen-Rumpf-Übergänge mit Stoff überzogen. Die Triebwerkverkleidung, als NACA-Haube ausgelegt, geht ohne zusätzliche Widerstände und Wirbelbildungen zu verursauchen, in den Rumpf über. Charakteristisch für das Baumuster ist die vierflügelige Luftschaube, deren einzelne Blätter infolge ihrer Krümmung an Türkenäbel erinnern (Bild 2). Bemerkenswert erscheint in diesem Zusammenhang die Abgasführung aus dem kurzen nach außen abgewinkelten Auspuffrohr. Die rechte Rumpfsitenwand ließ trotz ständigen Flugbetriebes keinerlei Rußspuren erkennen. Diese Tatsache war hauptsächlich auf die Wartung zurückzuführen. Das sich nach Abstellen der Maschine im Auspuffrohr sammelnde Öl wurde morgens vor dem Start abgelassen, so daß die beim Anlassen meist austretende Ölfahne wegfiel.

Die rechteckigen durch je einen I-Stiel verbundenen Tragflächen besitzen leichte V-Form und fallen durch ihre großen Landeklappen auf. Während an der unteren Tragfläche bei voll durchlaufender Landeklappen auf Querruder verzichtet wird, laufen die Landeklappen oben weit über die halbe Tragflächenspannweite (Bild 3). Bei ihrer Betätigung wird gleichzeitig der Anstellwinkel der Querruder zur Verbesserung des Auftriebs verändert. Die Querruderanstellung beträgt dabei etwa 30 Prozent des Landklappenausschlages. Der an der Tragflügelnase automatisch, unabhängig von der Landklappen ausfahrende Vornügel tritt in Tätigkeit, sobald eine Fluggeschwindigkeit von 85 bis 90 km/h unterschritten wird.

In die beiden unteren Tragflächen sind je ein Landescheinwerfer und in die linke Fläche ein zusätzlicher Rollscheinwerfer eingebaut (Bild 4).

Das äußerst robuste Spornradfahrwerk entspricht der gesamten Konzeption dieses Baumusters. Die kompakte Federung und die große Spurbreite des Fahrwerkes ermöglichen Start und Landung von ausgesprochen holprigen Böden und Graspisten und machen das Flugzeug von befestigten Start- und Landebahnen unabhängig (Bild 5).

Auf die vielfältigen Verwendungszwecke ist auch die Ausrüstung abgestimmt. Im Fluggast- bzw. im Laderaum befinden sich elf Sitze, die in vier hintereinanderliegende Doppelsitze und drei ebenso angeordnete Einzelsitze aufgeteilt sind. In anderen Versionen befinden sich quer zur Flugrichtung angeordnete Sitz-

reiten. Für den Luftbild Einsatz und den Frachtabwurf sind Bodenluken vorhanden. Das Kabinneninnere ist im Hinblick auf den Mehrzweckcharakter des Baumusters unter bewußtem Verzicht auf jeden Flugkomfort gestaltet und lediglich Zweck-

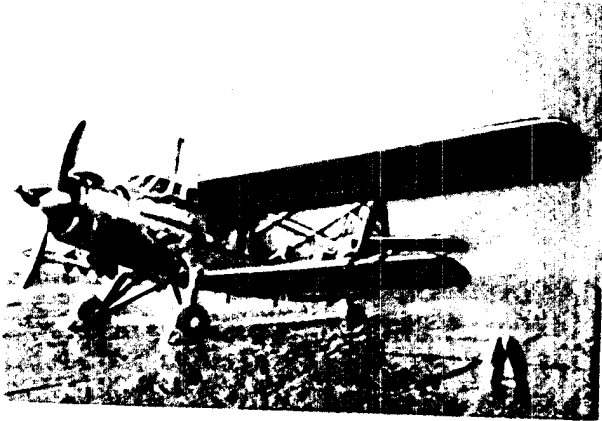


Bild 1. Arbeitsflugzeug Antonow An-2 mit Sternmotor ASch 62 IR von 1000 PS Startleistung

mäßigkeitsbelangen unterworfen. Nach Ausbau der Sitze kann das Flugzeug rasch im Frachtdienst eingesetzt werden. Dem kommt außerdem die Tatsache entgegen, daß sich nach Ausbau eines Beplankungsfeldes vom Rumpf, in dem sich die Einstiegtür für den Fluggastbetrieb befindet, eine ausreichende Ladeluke für sperrige Güter ergibt. Die Einstieghöhe in die Kabine ist außerordentlich gering. Sie entspricht etwa der Tritthöhe der Straßenbahn. Gangways oder Leitern erübrigen sich deshalb.

Nach dem ersten „Beriechen“ am Boden weiß man so ungefähr, was mit diesem Flugzeug beabsichtigt wurde, und man ist nun gespannt, inwieweit die Flugeindrücke die ersten Feststellungen ergänzen.



Bild 2. Vierflügelige Luftschraube der An-2

Ausrüstung

Vor unseren Flügen stand die Maschine während empfindlich kalter Herbstnächte im Freien. Flugzeugführerraum und Fluggastkabine waren dementsprechend „tiefgekühlt“. Das Anlassen geschah rasch und ohne fremde Hilfe von außen. Nachdem der

Schwingkraftanlasser etwa zehn Sekunden betätigt worden war, sprang der Motor sofort an. Die nunmehr eingeschaltete Heizung brachte nach ungefähr fünf Minuten eine Temperatur von etwa 16 Grad. Obwohl bei diesem Baumuster aus Zweckmäßigkeitsgründen wenig Wert auf besonderen Flugkomfort gelegt wurde und demzufolge auch die Schallsolierung in den Hintergrund treten mußte, blieben die von außen eindringenden Geräusche in durchaus erträglichen Grenzen. Selbst beim Abbremsen ist eine – allerdings etwas laute – Unterhaltung ohne Hilfsmittel möglich. Im Flug selbst, wenn der Motor auf Reiseleistung dreht, kann man sich mit normalem Stimmenaufwand mühelos verständigen. Etwas schwierig, insbesondere für große und korpulente Besatzungsmitglieder, ist der Zugang zu den beiden Sitzen in der Flugzeugführerkabine. Selbstverständlich ist die Sitzposition veränderlich. Das geschieht einmal durch Veränderung der Seitenruderpedale und der in ihrer Höhe einstellbaren Sitze.

In diesem Zusammenhang sind Anordnung und Griffnähe der Bedienungshebel von Interesse. Am Ende des Bedienungspultes befinden sich, vom Flugzeugführer durch einen kleinen Griff nach rechts leicht zu erreichen, die Trimmung, die Betätigungshebel für die Landeklappen, die Luftschraubenverstellung, die Ölkühlerklappe, die Vergaserbeheizung und die Haubenklappen (Spreizklappen). Landeklappen, Haubenklappen und Trimmung werden bei der An-2 elektrisch betätigt.

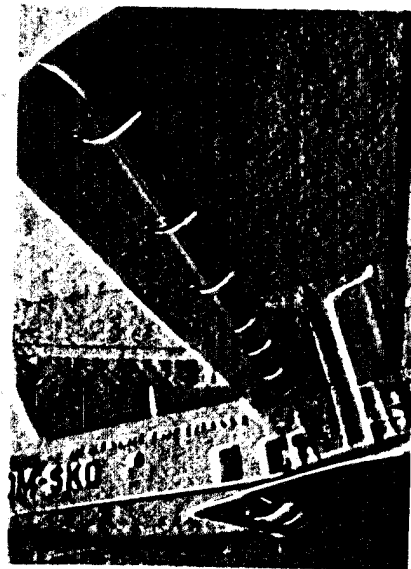


Bild 3. Querruder- und Landeklappenanordnung am Tragflügel der An-2

Die Nullstellung der Rudertrimmung wird dem Flugzeugführer auf optischem Wege angezeigt. Ebenso sind Kontrollampen für den Kraftstoffvorrat vorhanden. Diese leuchten bei bestimmten Werten auf, die wahlweise eingestellt werden können. Diese Einrichtung erweist sich bei den verschiedenen Verwendungsmöglichkeiten des Flugzeuges auf längeren und kürzeren Entfernungen als sehr vorteilhaft.

Die Anordnung der Geräte ist durchaus übersichtlich; jedoch wäre im Interesse einer noch einfacheren Ablesemöglichkeit eine geringfügige Änderung zu begrüßen. Befinden sich bei der vorliegenden Ausführung Wendehorizont, elektrischer und barometrischer Höhenmesser sowie Fahrtmesser in einer Reihe, unter der sich Variometer, Kurvenkompaß und Kreiselkompaß befinden, so würde folgende Anordnung eine bessere Übersichtlichkeit für den Flugzeugführer ermöglichen: Es wären elektrischer und barometrischer Höhenmesser sowie Fahrtmesser in eine Reihe zu bringen. Darunter sollten Wendehorizont, Vario-

meter und Kurvenkompaß angeordnet werden. Der Kreiselkompaß wäre schließlich unter dem Wendehorizont und dem Variometer einzubauen.

Da die An-2 auf ausgesprochene Zweckmäßigkeit abgestimmt ist, erübrigt es sich fast zu sagen, daß sie voll blindflugfähig ist. Zur FF-Ausrüstung gehören je eine Kurzwellen- und UKW-Anlage, ein Radikompaß und der schon erwähnte Funkhöhenmesser.

Flugeindrücke

Entsprechend der vielseitigen Aufgabenstellung wurde bei der An-2 auf kurze Start- und Landestrecken Wert gelegt. Erflogen wurden bei verschiedenen Zuladungen und Windgeschwindigkeiten Startstrecken von 120 bis 150 m bis zum Abheben. Die Landeklappen wurden dabei auf 15 Grad ausgefahren. Beispielsweise wurden bei zwei Mann Besatzung, zehn Fluggästen und 600 l

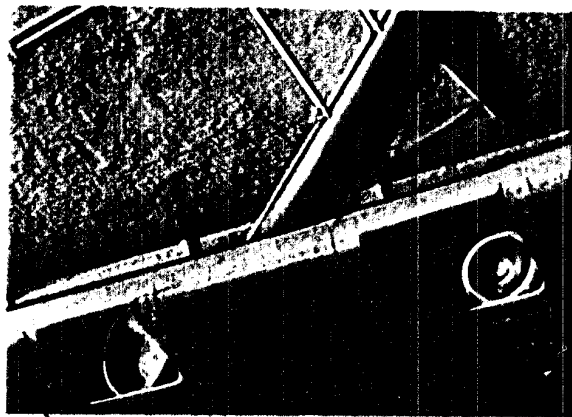


Bild 4. Landescheinwerfer (links) und Rollscheinwerfer (rechts) in der unteren Tragflügelnahe

Kraftstoff bei einer Windgeschwindigkeit von 6 bis 7 m/s 120 m Startstrecke gemessen, und bei 1 bis 2 m/s ergaben sich unter sonst gleichen Bedingungen 144 m. Das Triebwerk gab hierbei seine Nennleistung von 1000 PS bei 2100 Umdrehungen je Minute und 900 mm Ladedruck ab. Nach Drosselung auf 1800 Umdrehungen pro Minute und 800 mm Ladedruck geht das Flugzeug in den Steigflug über. Unter der genannten Zuladung wurden hierbei am Variometer 3 bis 3,5 m/s Steiggeschwindigkeit abgelesen. Im Leerflug wurden Steiggeschwindigkeiten um 5 m/s erreicht. Im Reiseflug lasen wir 1700 Umdrehungen je Minute, 700 mm Ladedruck und 190 bis 200 km/h Fahrt bei Windstille ab. Für den Kraftstoffverbrauch ergab sich im Sparflug, also bei 170 km/h, ein Erfahrungswert von 150 l/h.

Die verhältnismäßig große tragende Fläche macht das Flugzeug sehr böenempfindlich. Es kann daher nur bei sehr ruhigem Wetter mit losem Ruder geflogen werden. Um die Hochachse ist das Flugzeug außerordentlich empfindlich, so daß ständig mit dem Seitenruder gearbeitet werden muß. Für Luftbildflüge kommt daher nur ganz ruhiges Wetter in Betracht. Die Empfindlichkeit um Längs- und Querachse ist als normal zu bezeichnen.

Zieht man die Maschine bei stark gedrosseitem Triebwerk wieder an, so kippt sie bei etwa 60 km/h leicht auf die Nase und holt sofort Fahrt auf. Es ist fast unmöglich, die An-2 zu überziehen. Das gleiche ergibt sich im Horizontalflug, wenn die Fluggeschwindigkeit bis auf 55 km/h reduziert wird. Das Flugzeug neigt leicht die Nase nach unten und holt auch wieder an Fahrt auf. Wird das Gas bei auf 45 Grad ausgefahrenen Landeklappen bis auf eine Fluggeschwindigkeit von 55 km/h zurückgenommen, dann sinkt die Maschine mit etwa 5 m/s und man kann aus diesem Flugzustand eine Fallschirmlandung auf engstem Raum durchführen, die

von dem massiven Fahrgestell keineswegs übernommen wird. Allerdings ist vor dem Aufsetzen etwas Gas zu geben, um den Landestoß zu mildern. Als vorteilhaft werden besonders bei der Landung die seitlich ausgebuchteten Scheiben der Flugzeughöferrückkabine empfunden, die eine ausgezeichnete Sicht nach unten gestatten und den Blick zum Fahrgestell freigeben. Die Sichtverhältnisse sind übrigens auch von der Fluggastkabine aus trotz der Doppeldeckeranordnung sehr gut.

Auf den diesem Bericht zugrunde liegenden Flügen geschahen die Landungen infolge mehr oder weniger starken Seitenwindes als Radlandungen. Um das Schiebemoment hierbei nicht zu stark werden zu lassen, wurden die Landeklappen nicht ausgefahren. Beim Anschweben wurden 150 km/h vom Fahrtmesser abgelesen, während das Aufsetzen mit 135 km/h erfolgte.

Als Erfahrungswerte für Dreipunktlandungen mit auf 15 bis 20 Grad ausgefahrenen Landeklappen wurden je nach Windstärke für das Anschweben 120 bis 130 km/h und für das Aufsetzen 85 bis 120 km/h angegeben.

Beim Ausrollen erwies sich die Luftdruckbremse der An-2 als außerordentlich wirkungsvoll. Beide Räder können sowohl gleichzeitig oder beim Treten des entsprechenden Seitenruderpedals auch einzeln gebremst werden. Interessant ist die Wirkungsweise der Bremse. Die Bremsbacken sind als Schläuche ausgebildet, in welche die Luft einströmt. Diese werden nun gewissermaßen aufgeblasen und drücken die auf der Oberseite aufliegender Bremsbeläge gegen die Lauffläche der Bremsstrommeln, von denen jedes Rad über zwei verfügt. Um eine gute Kühlung zu gewährleisten, sind sie stark verrippt.

Im allgemeinen ergibt sich für die An-2 hinsichtlich ihrer Flugeigenschaften und der auf den Verwendungszweck abgestimmten Leistungen ein sehr günstiges Bild, das von den Besatzungen, die das Baumuster im täglichen Flugdienst fliegen, nachdrücklich unterstützt wird. Entsprechend den Geflogenheiten der sowjetischen Schule wurde das Flugzeug auf höchste Flugsicherheit konstruiert, so daß auch kritische Flugzustände ohne Gefahr durchstanden werden.



Bild 5. Fahrwerk der An-2

Vielleicht könnte der Laderaum noch besser ausgenutzt werden, wenn der Schwerpunkt des Flugzeuges etwas weiter hinten liegen würde. Eine Änderung würde dadurch herbeigeführt werden, wenn die Funkgeräte im Toilettenraum untergebracht werden könnten. Allerdings müßte dabei eine Beeinflussung des dort befindlichen Gebers des Fernkompaß vermieden werden. Möglicherweise aber kann der gleiche Effekt durch eine Veränderung des Anstellwinkels des Höhenleitwerks erzielt werden. Wie sich dann aber die Flugeigenschaften verändern würden, wäre zu erproben.

Fl 175

Die Luftschrauben des Mittelstrecken-Verkehrsflugzeuges IL 14 P

Von Dipl.-Ing. W. Leuthold

CK 629.135 038.1

Die Luftschraube vom Typ AW-50 des Flugzeugmusters IL 14 P ist eine hydraulische, automatisch geregelte Verstellluftschraube von 3,8 m Durchmesser mit vier Leichtmetall- (Dural-) Luftschraubenblättern (Bild 1).

Viele verbinden vielleicht mit dem Begriff „Luftschraube“ noch die einfache Vorstellung von „Propeller“, der vom Motor angetrieben, die Luft nach hinten bläst und dadurch das Flugzeug nach vorn treibt. Damit ist der Gedankengang über den Propeller meist abgeschlossen.

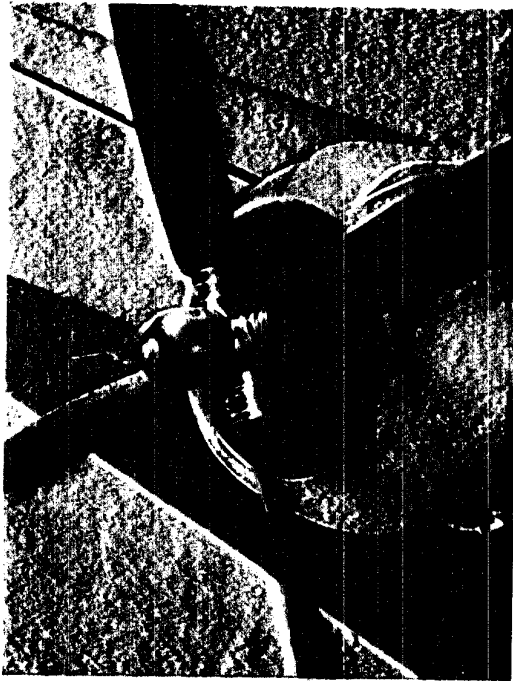


Bild 1. Verstellluftschraube vom Typ AW-50 an der IL 14 P

In Wirklichkeit sind die Verhältnisse aber nicht so einfach. Luftschrauben der modernen Flugzeuge sind nur Bauteile einer größeren Baugruppe, der Luftschraubenanlage, deren Aufbau und Wirkungsweise den gesamten Wirkungsgrad des Flugzeuges und seine Flugeigenschaften wesentlich beeinflussen. Im Rahmen einer hohen Flugsicherheit werden an die Festigkeit der Luftschrauben und an die Funktionen der Luftschraubenanlage besondere Anforderungen gestellt.

Wirkungsweise der Luftschraube

Die Abmessungen der Luftschraube als Bauelement des Flugzeuges

Die Luftschraubenblätter sind umlaufenden Tragflügeln vergleichbar. Bei senkrechter Stellung der Drehachse erzeugen sie ebenso wie die Tragflächen einen Auftrieb (vergleiche Hubschrauber). Bei Anordnung der Luftschraubendrehachse in Flugrichtung wird dieser Auftrieb als Vortrieb wirksam.

Aus aerodynamischen Gründen wird zur Erzielung eines guten Vortriebswirkungsgrades der Luftschraubendurchmesser meist so groß ausgeführt, wie es die Abmessungen des Flugzeuges (Fahrwerkshöhe, Rumpfabstand) noch zulassen, während die Motordrehzahl zur Einsparung von Motorgewicht möglichst hoch gewählt wird. Die Drehzahl der Luftschraube wird durch die Forderung bestimmt, daß die Umfangsgeschwindigkeit an den Blattspitzen, also am größten Durchmesser, bei Höchstdrehzahl (beim Start) um rd. 10 bis 20% unter der Schallgeschwindigkeit (rd. 330 m/s am Boden) bleiben soll. Bei Annäherung an die Schallgeschwindigkeit treten nämlich gewisse Schwierigkeiten, wie Wirbelbildungen am umströmten Profil, stärkere Geräusche, erhöhter Widerstand usw. auf. Sie sind durch die Änderung der aerodynamischen Gesetze in diesem Gebiet bedingt.

Der größtmögliche Luftschraubendurchmesser und die begrenzte Umfangsgeschwindigkeit an den Blattspitzen bedingen also bei gegebener Höchstdrehzahl des Flugmotors ein bestimmtes Getriebeübersetzungsverhältnis am Motor. Umgekehrt bestimmen festliegende technische Daten des Motors den Durchmesser der Luftschraube und dieser seinerseits wieder die Fahrwerkshöhe des Flugzeuges.

Beim Asch 82 T wird nun durch das Untersetzungsgetriebe des Motors die Motordrehzahl im Verhältnis 1,74 : 1 zum Antrieb der Luftschraube herabgesetzt. Bei der Startdrehzahl des Motors von $n_{\max} = 2600 \text{ U/min}$ ergibt sich also bei diesem Untersetzungsverhältnis und dem Luftschraubendurchmesser von 3,8 m eine Umfangsgeschwindigkeit an den Blattspitzen von 297 m/s.

Aus diesem Beispiel läßt sich also eindeutig erkennen, daß im Flugzeugbau das Zusammenwirken aller Bauteile aufeinander abgestimmt werden muß, wenn für das Ganze, nämlich für das Flugzeug, der beste Gesamtwirkungsgrad erzielt werden soll.

Kräfte an der Luftschraube

Legt man einen Schnitt durch ein Luftschraubenblatt senkrecht zur Längsachse, so erhält man ein Profil ähnlich dem eines Flugzeugtragflügels (Bild 2). Die Strecke u stellt die Größe und der Pfeil die Richtung der Umfangsgeschwindigkeit dieses Schnittes bei einer bestimmten Drehzahl dar, während die Strecke v und ihr Pfeil die entsprechenden Werte der Vorwärtsgeschwindigkeit (Fluggeschwindigkeit) des Flugzeuges angibt. Es ist leicht einzusehen, daß ein beliebiger Punkt des Profils, z. B. der Punkt K, in einem bestimmten Zeitabschnitt in Drehrichtung die Strecke u zurücklegt, aber gleichzeitig als ein Punkt des Flugzeuges in Flugrichtung um die Strecke v vorwärtskommt. Am Ende dieses Zeit-

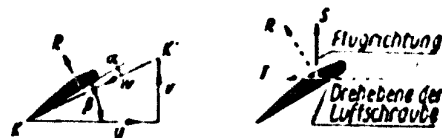


Bild 2. Kräfte an einem Luftschraubenblattelement

- | | |
|-------------------------------|---|
| u = Umfangsgeschwindigkeit | β = Steigungswinkel |
| v = Fluggeschwindigkeit | S = Schubkraft |
| w = Anblasengeschwindigkeit | T = Umfangskraft |
| α = Anblasewinkel | R = aus S und T resultierende Luftkraft |

abschnittes wird er sich also an der Stelle K' befinden. Da er die beiden Bewegungen nicht nacheinander, sondern gleichzeitig ausführt, hat er sich also in diesem Zeitabschnitt geradlinig von K nach K' in der umgebenden, ruhenden Luft weiter bewegt.

Diese Bewegungsverhältnisse kann man wechselseitig vertauschen. Man könnte also auch sagen, daß sich in diesem Zeitabschnitt die Luft von K' nach K mit einer Geschwindigkeit entsprechend der Strecke w gegen das ruhend gedachte Profil bewegt hat. Das gegen die Drehebene der Luftschraube um den Steigungswinkel β angestellte Profil wird also von der Luft unter dem Anblaswinkel α angeströmt. Diese schräge Anströmung erzeugt an der Unterseite des Profils einen Überdruck und an der gewölbten Oberseite einen Unterdruck (Sog) sowie in Anströmrichtung einen gewissen Widerstand. Die Summe dieser Kräfte ergibt die ungefähre senkrecht zum Profil wirkende resultierende Luftkraft R .

Diese Luftkraft R läßt sich nun, wie im Bild 2 weiter gezeigt wird, zerlegen in die in Flugrichtung wirkende Schubkraft S und in die gegen die Drehrichtung wirkende Kraft T . Diese Kraft T bzw. die Summe aller Kräfte T an der ganzen Luftschraube muß vom Flugmotor zum Antrieb der Schraube aufgebracht werden.

Betrachtet man nun diese Verhältnisse für eine normale, starr Luftschraube, bei der der Steigungswinkel der Blätter im rotierenden Zustand nicht veränderbar ist, so bestimmt sich der erforderliche Steigungswinkel β_1 dieses Profils aus der maximalen Fluggeschwindigkeit v_{max} im Horizontalflug und aus der hierbei vorhandenen Umfangsgeschwindigkeit u des betrachteten Profils (Bild 3, normales Flugzeug). Der Winkel β_1 muß so gewählt

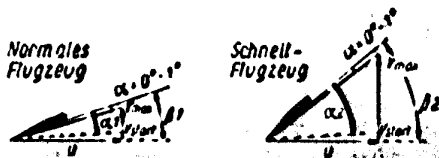


Bild 3. Kräfte bei einer starren Luftschraube

α = Anblaswinkel bei max. Fluggeschwindigkeit im Horizontalflug
 α_1 und α_2 = Anblaswinkel beim Start
 β_1 und β_2 = Steigungswinkel beim Start

werden, daß dann der durch v_{max} und u festgelegte Anblaswinkel α wenigstens 0 bis 1° wird, damit noch ein Vortrieb entsteht. Da der Start des Flugzeuges mit dem gleichen Einstellwinkel β_1 , aber mit der kleineren Startgeschwindigkeit v_{start} bei gleicher Umfangsgeschwindigkeit durchgeführt werden muß, ergibt sich hierbei der viel größere Anblaswinkel α_1 .

Bei wachsenden Anblaswinkeln werden aber die Strömungsverhältnisse am Profil durch Wirbelbildungen bis zum schließlichen Abreißen der Strömung immer ungünstiger, was mit einer großen Wirkungsgradverschlechterung verbunden ist (Bild 4). Mit wachsenden Fluggeschwindigkeiten der Flugzeuge wachsen auch die erforderlichen Steigungswinkel für die Luftschraube (Bild 3, Schnellflugzeug), und damit werden die Arbeitsbedingungen der Luftschraube besonders beim Startvorgang immer schlechter.

Hieraus ergab sich im Laufe der Luftschraubenentwicklung der Schritt von der starren Luftschraube zur Zweistellungs-Luftschraube. Bei dieser können die Blätter im Flug willkürlich von einer niedrigen Startsteigung auf eine große Reise- bzw. Schnellflugsteigung umgestellt werden (Bild 4, Kurve 1 und 2), wodurch ein besserer Wirkungsgrad über einen größeren Geschwindigkeitsbereich eingehalten werden kann.

Aber auch diese Lösung bleibt bei weiterer Erhöhung der Fluggeschwindigkeit nur ein Notbehelf, denn wenn man z. B. den Verlauf der Wirkungsgradkurven im Bild 4 bei einer Umschaltung

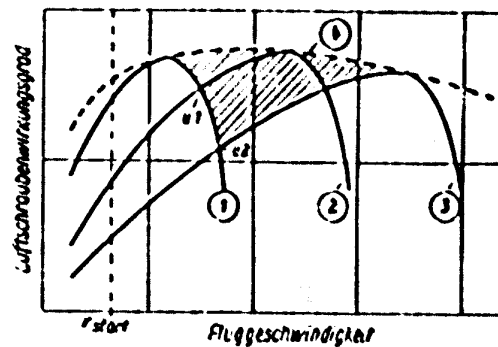


Bild 4. Wirkungsgradkurven von Luftschrauben (Prinzipdarstellung)

1, 2 und 3 bei wachsenden festen Steigungswinkeln $\beta_1, \beta_2, \beta_3$.
 a_1 und a_2 mit stufenlos regelbarem Steigungswinkel β
 a_1 und a_2 = Umschaltunkte bei Zweistellungs-Luftschrauben

von Kurve 1 nach Kurve 3 verfolgt, so ergibt sich bei mittleren Fluggeschwindigkeiten ein starker Wirkungsgradverlust (schraffiertes Gebiet). – Man kommt also zwangsläufig zur Vielstellungs-Luftschraube, bei der jeder im Flugbetrieb erforderliche Steigungswinkel während des Fluges von Hand oder noch besser automatisch eingestellt werden kann. Bei dieser Konstruktion ist die Möglichkeit gegeben, die Luftschraube stets mit bestem Wirkungsgrad arbeiten zu lassen, d. h. gute Start-, Steig- und Geschwindigkeitsleistungen zu erzielen (gestrichelte Kurve Bild 4). Gleichzeitig schützt diese Luftschraube den Motor vor Überdrehzahlen, die bei einer starren Luftschraube infolge zu kleiner Steigung (negative Anströmung) beim Bahnneigungsflug (Sturzflug) auftreten können und gestattet in jeder Situation die Ausnutzung der Höchstdrehzahl der Motors, die bei einer starren Luftschraube bei zu großer Steigung (Start) nicht erreicht wird.

Einen weiteren Schritt in der Luftschraubenentwicklung stellt dann noch die Einführung der sogenannten Segelstellung für Luftschrauben dar, wobei die Blätter so eingestellt werden, daß die Mittellinie (Sehne) des Profils ungefähr in Flugrichtung liegt (Bild 5).



Bild 5. Wichtige Blattstellungen bei einer Verstellluftschraube

Alle die in der vorstehend geschilderten Entwicklung der Luftschrauben angeführten Forderungen an eine moderne Luftschraube werden von der beim Flugzeugmuster IL 14 P verwendeten automatisch geregelten, hydraulischen Verstellluftschraube vom Typ AW-50 erfüllt.

Luftschraubenanlage

Außer der Luftschraube selbst gehören zu der Luftschraubenanlage noch der vom Flugmotor angetriebene Drehzahlregler R-50, die elektrisch angetriebene Segelstellungspumpe mit den elektrischen Schalt- und Zeitrelais und im Führerraum die Bedienanlage mit dem Drehzahlhebel und Schaltknopf sowie eine Flüssigkeitsenteisungseinrichtung zur Verhütung von Eisbildung an den Luftschraubenblättern bei bestimmten Wetterbedingungen (Bild 6).



Der Drehzahlregler R-50 sitzt auf einem Flansch auf der Getriebeglocke des Flugmotors ASch-82 T, dicht hinter der Luftschraube und ist mit der Luftschraube durch eine Doppelölleitung im Innern der Motorwelle verbunden. Die Luftschraube ist auf der verzahnten Motorwelle zwischen zwei Konusringen zentriert, die mittels einer im Innern der zylindrischen Glocke befindlichen Wellenmutter von außen festgezogen werden.

Beim Aufstecken der Luftschraube auf die Motorwelle kuppeln sich automatisch die zentralen Verstellölleitungen in der Luftschraube öldicht mit den Ölleitungen in der Motorwelle. Da beim Kolbenflugmotor die Luftschraube mit ihren umlaufenden Massen (Gewicht der AW-50 rd. 200 kg) das Schwungrad ersetzt, muß sie zur Erzielung eines vibrationsfreien Laufes auf einige Gramm genau (bezogen auf 1 m Hebelarm) ausgewuchtet sein.

Die Änderung der Steigungswinkel der vier Luftschraubenblätter erfolgt sowohl nach kleinerer als auch nach größerer Steigung durch hydraulische Kraft. Diese Kraft wird durch den vom Drehzahlregler gesteuerten Öldruck von maximal 40 atü an den zentral in der Zylinderglocke angeordneten Verstellkolben erzeugt und von dort über vier Lenkerbolzen und Lenker (Kurbeltrieb) auf die drehbaren Flügelhülsen übertragen.

Um bei den mit maximal 1500 U/min umlaufenden Blättern eine leichtgängige Verstellung trotz der rd. 54 t betragenden Fliehkraft eines Blattes zu erreichen, sind die Flügelhülsen in vierreihigen Rillenkugellagern in der Luftschrauben-Nabe gelagert. Damit ein gleichmäßiges Tragen aller Kugeln in den vier Rillen gewährleistet ist, muß der Rillenabstand auf $\pm 0,01$ mm und der Durchmesser der Kugeln auf $\pm 0,001$ mm eingehalten werden. Der ganze Innenraum der Zylinderglocke und der Nabe ist mit Öl gefüllt und an allen Stellen nach außen durch Gummiringe abgedichtet.

Zum Schutz gegen Steifwerden des Öles bei niedrigen Außentemperaturen wird dieser Innenraum im Betrieb dauernd von einer gewissen Menge heißen Öles durchflossen und außerdem ist die Leichtmetallglocke durch eine Wärmeschutzkappe gegen Wärmeverlust isoliert.

Der Drehzahlregler R-50, der im wesentlichen aus einer Ölpumpe und einem federbelasteten Fliehkraftregler besteht, steuert die Verstellung der Luftschraube in Abhängigkeit von der Drehzahl und hält deshalb die eingestellte Drehzahl, soweit es der Verstellbereich der Luftschraube zuläßt, trotz verschiedener Flugzustände konstant. Die gewünschte Drehzahl kann durch

Änderung der Reglerfederspannung über einen Seilzug vom Flugzeugführer mittels des Drehzahlhebels eingestellt werden.

Zum Stillsetzen eines Motors im Fluge können die Blätter der Luftschraube in Segelstellung (Bild 5) gebracht werden. Da bei diesem Vorgang die Reglerölpumpe selbst zum Stillstand kommt, ist hierfür und auch für das Zurückholen aus der Segelstellung ein besonderes Gerät, die elektrisch angetriebene Segelstellungspumpe, vorgesehen. Sie saugt aus einem besonderen Reservertank des Schmierölbehälters und ist mit dem Regler durch zwei Ölleitungen verbunden (Bild 6). Diese Pumpe und ihre Saugleitung werden durch geringen Öldurchfluß bei Motorbetrieb warm, d. h. betriebsbereit gehalten.

Zur Erhöhung der Flugsicherheit hat die AW-50 zwei Einrichtungen, die auch bei gewissen Störungen der automatischen Regelung einen Weiterbetrieb gestatten. Der gesamte Verstellbereich ist unterteilt (Bild 6) und wird teils von zwei, teils von nur einem Verstellkolben durchfahren.

Sollte eine Störung in der Steuerung des Reglers eintreten, so wird die evtl. ungewollte Verstellung nach großer Steigung auf das eigentliche Arbeitsbereich (maximal 46°) begrenzt, weil ein Kolben für eine weitere Verstellung nicht ausreicht. Hierzu wäre der höhere Druck (55 atü) der Segelstellungspumpe erforderlich. – Bei Öldruckausfall vom Regler hält ein automatisch arbeitender Steigungsfixator in der Luftschraube die Blätter in der augenblicklichen Stellung fest. Mit Hilfe der Segelstellungspumpe ist eine willkürliche Änderung der Einstellung trotzdem möglich, wobei die neue Stellung nach dem Abschalten der Segelstellungspumpe sofort wieder fixiert wird.

Schließlich ist die Luftschraube AW-50 gegen Vereisungsgefahr mit einer Flüssigkeitsentseisungsanlage ausgerüstet, die über Fangring, Rinnen und Röhrchen durch die Wirkung der Fliehkraft die von einer besonderen Pumpe der Fangrinne zugeführte Enteisungsflüssigkeit auf die besonders gefährdeten Eintrittsranten der Blätter verteilt.

Zusammenfassung

Die Darlegungen über die Wirkungsweise von Luftschrauben und über die Notwendigkeit von Verstellluftschrauben sowie die knappe Beschreibung der für das Flugzeug IL 14 gefertigten Verstellluftschraube AW-50 sollen den Leser mit den Zusammenhängen und Eigenarten des nicht allgemein bekannten Gebietes der Verstellluftschrauben vertraut machen.

Flu 176

Unsere Luftfahrtindustrie auf der Leipziger Frühjahrsmesse 1958

Mit einem reichhaltigen Ausstellungsmaterial wird die junge Luftfahrtindustrie der Deutschen Demokratischen Republik auf der Leipziger Frühjahrsmesse 1958 vertreten sein. Im Mittelpunkt des Interesses dürften in der Halle der Luftfahrtindustrie die Strahltriebwerke Typ „014“ (ein Erprobungstriebwerk) sowie ein Turbinenläufer und eine Brennkammer dieses Modells stehen. Im Modell sind die IL 14 P und das Strahltriebwerke-Mittelstrecken-Verkehrsflugzeug 152 zu sehen. Hinzu kommen zwei Segelflugzeuge vom Typ „Libelle“ und „Lehrmeister“.

Auf dem Triebwerksektor treten der Flugmotor ASch 82 T und ein Triebwerk hervor. An mehreren Ständen werden Schmierstoffpumpen, automatische Regler, Scheibenwischer, Fahrtmesser, Variometer, Staurohre, Wendezeiger, elektrische Kleinteile sowie verschiedenartiges Kleinmaterial zu sehen sein.

Für die Vielseitigkeit unserer Luftfahrtindustrie sprechen außerdem Segelflugzeug-Transportwagen, Schmierstoffdienstwagen, Vorwärmdienstwagen und eine Vakuumprüfkammer.

Schon jetzt ist zu erkennen, daß die Halle der Luftfahrtindustrie unserer Republik einen besonderen Höhepunkt bilden wird.

Reichhaltige Luftfahrtausstellungen werden außerdem vom Ausland, wie z. B. der Tschechoslowakei, zusammengestellt. Auch in diesem Jahr führt die Deutsche Lufthansa in Verbindung mit ihren internationalen Vertragspartnern in der Zeit vom 28. Februar bis zum 14. März einen umfangreichen internationalen sowie innerdeutschen Flugdienst zur Leipziger Messe durch. Dabei wird Leipzig auch von der belgischen SABENA, der holländischen KLM und der tschechoslowakischen CSA angefliegen.

Alles in allem wird die Luftfahrtschau der Leipziger Messe ein erneuter Beweis für die Leistungsfähigkeit der Luftfahrtindustrie der DDR und der Länder des befreundeten Auslandes sein.

Flu 157

Chemisches Abtragen

Von Ing. W. Wogech

DK 629.135 621.7
621.794.6

1. Begriff

Das Chemische Abtragen ist ein Ätzverfahren, durch das von Werkstücken aus Aluminium-Legierungen bestimmten Werkstoffmengen in vorher festgelegter Form entfernt werden können. Man verwendet dazu Natronlauge von bestimmter Konzentration und Temperatur. Beim Ätzen verbindet sich das Natrium mit dem Aluminium zu Natriumaluminat unter gleichzeitiger Entwicklung von Wasserstoff, der als Gas entweicht.

2. Anwendungsgebiet

Das Chemische Abtragsverfahren kann jede mechanische spangebende Bearbeitung von Leichtmetallteilen bei gleichzeitiger Steigerung der Qualität ersetzen.

3. Geschichtliches

Das Metallätzen unter Verwendung von Chemikalien ist schon seit Jahrhunderten bekannt und wird in vielen Industriezweigen angewendet, z. B. zur Herstellung von Druckstöcken (Klischees) aus Zink in der graphischen Industrie.

Bereits im Jahre 1937 fanden sich in Deutschland erste Ansätze, das Chemische Abtragen von Aluminiumwerkstoffen im Flugzeugbau anzuwenden. Besonders im Flugmotorenbau wurden ferner schwer zugängliche Stellen an komplizierten Großteilen durch Chemische Abtragung bearbeitet.

Mitte der 50er Jahre griffen mehrere Firmen im Ausland dieses Verfahren wieder auf und entwickelten es bis zur Produktionsreife. Am bekanntesten wurde das „Chem-Mill-Verfahren“ der North American Aviation.

Das Abtragsverfahren hat sich bis heute so vervollkommen, daß es aus der modernen Flugzeugfertigung nicht mehr wegzudenken ist.

4. Verfahrenstechnik

Das Chemische Abtragen umfaßt vier Arbeitsgänge: Vorbehandlung der Werkstücke, Vorbereitung der Werkstücke, Ätzen der Werkstücke und Nachbehandlung der geätzten Teile.

4.1 Vorbehandlung der Werkstücke

Die Vorbehandlung für das Chemische Abtragen besteht aus drei Arbeitsstufen, und zwar

4.11 Entfetten in Trichloräthylendämpfen bei rd. 20 Minuten Dauer oder in 2prozentigem P3-Bad bei einer Badtemperatur von 70° C und 3 Minuten Dauer.

4.12 Blankbeizen oder Vorbeizen in Chrom-Schwefelsäurelösung rd. 20 Minuten lang oder, wie es im Versuchsstadium der Verfahrensentwicklung aus Vorsichtsgründen zur Zeit noch geschieht, in drei Beizstufen mit zwischenliegender Kaltwasserspülung, und zwar Vorbeizen in Natronlaugebad bei 2 bis 5 Minuten Dauer, anschließender Kaltwasserspülung und folgender Behandlung im Salpetersäurebad bei 5 bis 10 Minuten Dauer. Danach wieder Kaltwasserspülung und anschließende Beizung im Chromsäurebad, um eine gute Haftfähigkeit der Grundierung zu erreichen. Der Einsatz der Beizvorgänge ist abhängig von der Weiterbehandlung der Werkstücke im Abtragsbad, und zwar von der Abtragsart und dem Abtragsumfang.

4.13 Spülen. Am Ende des gesamten Beizvorganges steht jeweils eine Kalt- und Heißwasserspülung von je 10 Minuten Dauer.

4.2 Vorbereitung der Werkstücke

Sollen an Werkstücken Konturen abgetragen werden, so ist eine umfangreiche Vorbereitung der Werkstücke erforderlich, um eine konturgetreue Abtragung zu erzielen. Die nicht abzutragenden Werkstückpartien müssen entsprechend geschützt werden. Der Umfang der Vorbereitungsarbeiten ist abhängig vom Werkstoff. Plattierte Werkstücke müssen anders vorbereitet werden als nicht plattierte.

Anhand eines Beispiels sei dieser Vorgang für plattierte Werkstoffe kurz betrachtet.

Das Formblech (Bild 1) soll aus Werkstoff LW Nr. 34, 56,55 gefertigt werden. Nach der Vorbehandlung wird die Rückseite mit einer Grundierungsschicht (2 Schichten Chlorkautschuk - Haft-

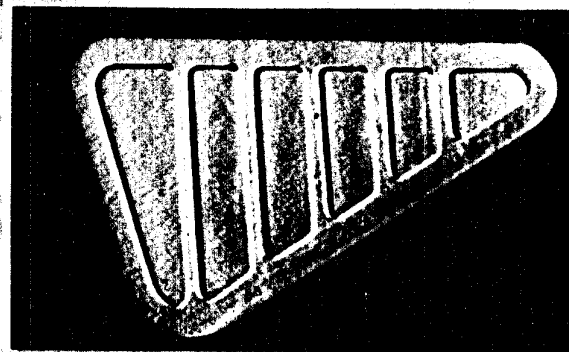


Bild 1. Durch chemisches Abtragen bearbeitetes Formblech

grund) und nach 15 Stunden Trocknung bei Raumtemperatur mit einem widerstandsfähigen mehrschichtigen Schutzüberzug „Vinoxflex Nr. 17140“ versehen. Der Überzug wird in einer Infrarotanlage bei einer Temperatur von 70° C getrocknet. Nunmehr erfolgt das Chemische Abtragen der Plattierungsschicht von der Werkstückseite, die die Aussparungen erhalten soll.

Nach dem Spülprozeß in Kaltwasser, einer 5 bis 10 Minuten dauernden Nachbehandlung im Salpetersäurebad und nochmaligem Spülen im Kaltwasser- und Heißwasserbad wird das Werkstück getrocknet und mit einem Vinoxflexüberzug auf der Abtragsseite versehen. Auf diesen Überzug werden die Konturen der Abtragsstellen aufgerissen; die Aufrisse sind korrigierte Konturen, die um das zweifache der Abtragstiefe kleiner gehalten sind. Nach diesen Rissen wird der Überzug mit einem Messer beschnitten und vom Werkstück gelöst, so daß nur noch die Flächen bedeckt sind, die chemisch abgetragen werden sollen. Es folgt ein kurzes Beizen im Chromsäurebad und anschließend eine Heißwasserspülung.

Hierauf wird auch diese Seite mit einer Chlorkautschukgrundierung versehen und danach der Vinoxflexüberzug aufgebracht. Nach dem Trocknungsprozeß sind die Flächen, die chemisch abgetragen werden sollen, sehr gut zu erkennen, da hier die Grundierungsschicht fehlt und sich der Vinoxflexüberzug gut von der Grundierungsschicht farblich unterscheidet. Die vorher be-

schnittene Vioflexschicht läßt sich jetzt leicht abheben, so daß die abzutragende Fläche frei ist. Nach kurzer Nachbehandlung ist das Werkstück zum Abtragsprozeß fertig.

An die ätzbeständigen Schutzschichten werden folgende Anforderungen gestellt:

1. Unempfindlichkeit gegen das Ätzmittel über eine längere Zeitdauer
2. Unempfindlichkeit bei Temperaturen bis zu 120° C
3. Gute Haftfähigkeit
4. Vollkommene Porenfreiheit bei genügender Elastizität
5. Leichte Entfernbarkeit nach dem Ätzbvorgang

4.3 Ätzen der Werkstücke

4.3.1 Ätzbvorgang. Umfangreiche Versuche ergaben, daß eine 12%ige Natronlauge-Lösung bei Badtemperaturen zwischen 70 und 75° C die besten Ätzverhältnisse bringt. Die Ätzgeschwindigkeit ist neben der Badkonzentration und Badtemperatur auch abhängig von der Sättigung des Bades mit Natriumaluminat.

Mit zunehmender Badkonzentration und -temperatur steigt die Ätzgeschwindigkeit stark, jedoch sinkt die Oberflächengüte der Ätzflächen und der ganze Ätzbvorgang wird unkontrollierbar. Hier das richtige Verhältnis zu finden, wird die Aufgabe weiterer Versuchsreihen sein. Gute Oberflächengüte (20 bis 40 μ) bedingt niedrige Ätzgeschwindigkeiten.

Mit zunehmender Ätztiefe sinkt die Oberflächengüte. Nach bisherigen Ermittlungen sind Ätztiefen bis 6 mm als gut zu bezeichnen. Tiefsätzungen von 15 mm und mehr mit zufriedenstellender Oberflächengüte wurden durchgeführt, jedoch stellten sich Schwierigkeiten anderer Art ein, die noch der Lösung bedürfen.

Die Ätzlösung trägt von allen Stellen gleichmäßig Material ab, so daß normalerweise die Ätztiefe auch gleichzeitig dem Abstand vom Maskenrand entspricht und den Begrenzungsradius für die Ätzung bildet (Bild 2).

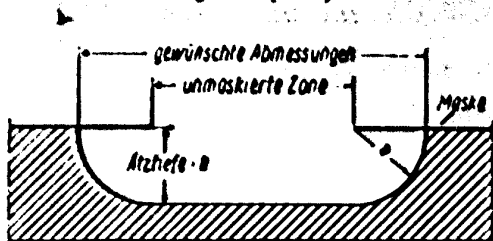


Bild 2. Gute Ätzbedingungen

Die gleichmäßige Abtragung kann durch unsachgemäßes Einhängen in das Ätzbad gestört werden. Das Werkstück muß mindestens 15 cm unter der Badoberfläche hängen, da andernfalls durch örtliche Baderschöpfung die oberen Kanten des Werkstückes ungleichmäßig abgetragen werden.

Ist die Schutzschicht (Maske) zu starr, dann sammeln sich bei zunehmender Ätztiefe unter der überragenden Maske ebenfalls Gase an, die eine konturgerechte Abtragung verhindern (Bild 3).

Der Ätzverlauf ist vom Werkstoff abhängig, wie Hunderte von Versuchen bewiesen. Plattiertes Material zeigt eine andere Abtragungstendenz als nicht plattiertes. Selbst die Vorbehandlungsart der Werkstücke beeinflusst den Abtragungsvorgang.

Der Werkstoffzustand (weichgeglüht oder ausgehärtet) beeinflusst die Oberflächengüte der geätzten Flächen, die am

besten bei ausgehärteten Werkstoffen ist. Auch die Legierungsanteile der Werkstoffe sind mitbestimmend für die Oberflächengüte. So zeigen Aluminiumlegierungen mit hohem Zinkgehalt wesentlich geringere Güten als kupferhaltige Legierungen.

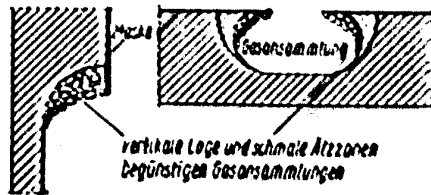


Bild 3. Ungünstige Ätzbedingungen

Für das Abtragen beiderseitig keilförmiger oder konischer Teile ist die Abdeckung mittels ätzbeständiger Schutzschichten, wie unter 4.2 beschrieben, nicht erforderlich. Es ist lediglich der Entfettungsvorgang mit anschließender Kaltwasserspülung durchzuführen. Jedoch muß eine Zusatzeinrichtung zum Abtragsbad vorhanden sein, die dem Werkstück eine Eintauchgeschwindigkeit verleiht und im richtigen Verhältnis zur Abtragungsgeschwindigkeit sowie zur Werkstücklänge steht, um die gewünschten Formwerte zu erreichen.

4.3.2 Regenerationsprozeß. Da die Natronlauge das Aluminium auflöst, erfolgt eine Anreicherung von Natriumaluminat im Abtragsbad, was zur Verminderung der Ätzgeschwindigkeit führt, so daß schließlich eine neue Natronlauge erforderlich wird. Zu diesem Zweck wird die Badlösung einem Regenerationsprozeß unterworfen, wobei gleichzeitig mittels Zentrifuge die festen Bestandteile ausgeschieden werden. Versuche ergaben, daß mit einer regenerierten Lösung bessere Oberflächengüten erreicht werden als mit einer frischen Lösung. Aus diesem Grunde altert man frische Lösungen durch Zusatz von einigen Gramm Aluminium je Liter Badflüssigkeit. Durch fortwährende Regeneration der Badlösung kann die Ätzgeschwindigkeit nahezu konstant gehalten werden. Trotzdem werden zur Einhaltung der geforderten Wanddicken neben den abzutragenden Werkstücken Probestäbe in das Bad gehängt, die auf Abtragswerte kontrolliert werden und somit genaueste Werte am Werkstück sichern.

4.4 Nachbehandlung geätzter Teile

Die Nachbehandlung chemisch abgetragener Teile umfaßt, falls sie mit Schutzschicht versehen waren, eine Kaltwasserspülung, eine Nachbeizung im Salpetersäurebad, eine weitere Kaltwasserspülung und anschließendes Tauchen in Lösungsmittel 80981 zwecks leichterer Entfernung des Haftgrundes (Grundierung) und der Vioflexschicht. Eine gründliche Heißwasserspülung vervollständigt die Nachbehandlung des Werkstückes.

Teile, deren Abtragung ohne Schutzschicht erfolgt, erfahren die fast gleichzeitige Nachbehandlung, jedoch ohne Eintauchen in das Lösungsmittel.

5. Ermüdungsfestigkeit

Zahlreiche Versuche bewiesen, daß die Ermüdungsfestigkeit eines chemisch abgetragenen Werkstückes auf keinen Fall niedriger zu sein braucht als die eines maschinell spanabhebend bearbeiteten Teiles. Im Gegenteil, sie kann, wenn alle Voraussetzungen beachtet werden, sogar besser sein. Weitere Versuche werden weitere Erkenntnisse bringen.

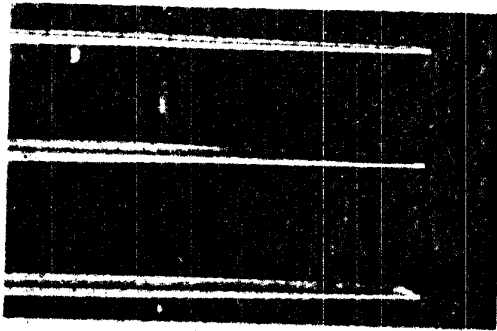


Bild 4. Keilförmig geätzte Teile

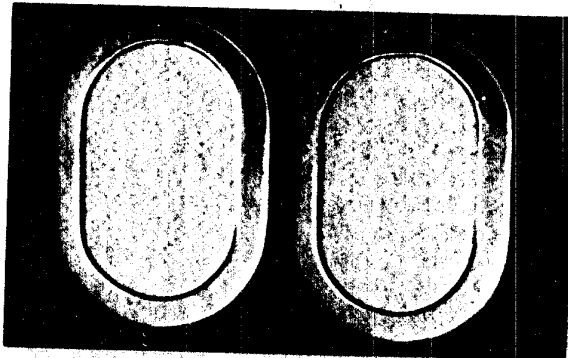


Bild 5. Geätzte Deckel, Ätztiefe 1,5 und 2 mm

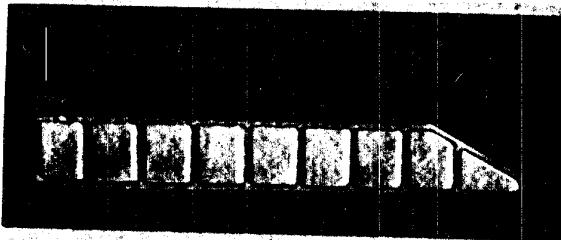


Bild 6. Deckel, chemisch abgetragen, Ätztiefe 1,5 Stunden

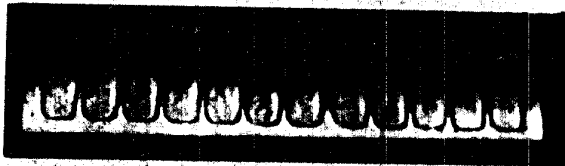


Bild 7. Erweitertes Abstrichdeckel, chemisch abgetragen

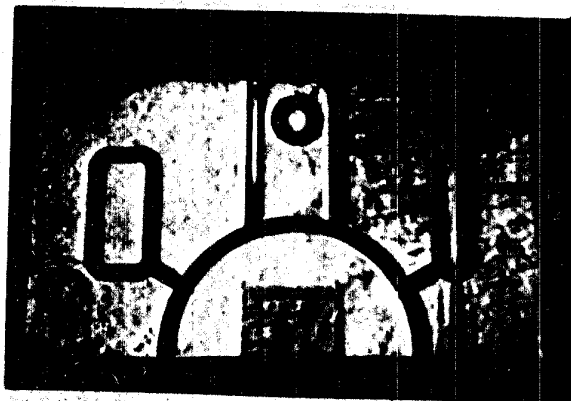


Bild 8. Bauteil, gefertigt mit Material- und Verfahrensfehlern

6. Wirtschaftlichkeit

Nach bisherigen Ermittlungen betragen die Anschaffungskosten für eine Abtragsanlage etwa 60 Prozent der für Werkzeugmaschinen zur Erreichung gleicher Ausbringungsquoten. Berücksichtigt man weiterhin, daß im Werk meist eine Eloxalanlage vorhanden sein muß und alle Vorbehandlungsbäder dieser Anlage auch für das Abtragsverfahren genutzt werden können, so sind lediglich einige Zusatzbäder zu schaffen (für den gesamten Vorgang sind 11 bis 13 Bäder erforderlich). Damit verschiebt sich das Verhältnis noch weiter zu Gunsten des Abtragsverfahrens.

Die Herstellungszeit für die geätzten Teile beträgt etwa ein Sechstel der Fertigungszeit maschinell bearbeiteter Teile, da immer mehrere Teile gleichzeitig bearbeitet werden können. Die Herstellungskosten werden sich auf rd. ein Siebtel der Kosten maschinell gefertigter Teile belaufen. Mit der Weiterentwicklung des Verfahrens ist zu erwarten, daß sich die Kosten noch weiter senken lassen.

7. Vorteile

Die Vorteile des Chemischen Abtragsens lassen sich z. Z. noch nicht voll abschätzen. Tatsache ist, daß sich der konstruktiven Gestaltung von Bauteilen völlig neue Möglichkeiten erschließen. Das Ätzverfahren gibt erst die Möglichkeit, bereits vorgeformte Teile einer nachträglichen Metallabtragung zu unterwerfen, ohne daß diese irgendwie dabei deformiert werden.

Die Fertigung konischer Bleche oder profilierter Teile ist mit Hilfe des Chemischen Abtragsens in einer Qualität möglich, wie sie keine maschinelle Bearbeitung zuläßt (Bild 4).

Mit Hilfe des Ätzverfahrens lassen sich die Teile gleichzeitig allseitig bearbeiten. Aussparungen auch komplizierter Art, die sonst nur mit Spezialmaschinen bearbeitbar sind, können in einem Arbeitsgang abgetragen werden. Es lassen sich Blechdickentoleranzen in einer Gleichmäßigkeit erzielen, wie sie mit hochwertigsten Maschinen niemals erreicht werden können. Alle diese Vorzüge lassen die volle Ausnutzung des Materials zu und werden dazu beitragen, daß nicht nur die Herstellungszeit der Bauteile vermindert wird, sondern vor allem das Zellengewicht der Flugzeuge wesentlich gesenkt werden kann, was zu einer Leistungs- und Qualitätssteigerung führen wird.

8. Zusammenfassung

Die bisherigen Ergebnisse empfehlen auf Grund der sich klar abzeichnenden Vorteile gegenüber den bisher bekannten Verfahren der spanabhebenden Formung zur folgerichtigen Weiterführung der begonnenen Arbeiten.

Die Erfahrungen haben gezeigt, daß noch besondere Untersuchungen über die Schutzschicht anzustellen sind, da bei Einsatz besserer Grundstoffe wesentlich an Zeit und Mitteln gespart werden kann. Eine Schutzschicht auf PVC-Basis wird neue Wege weisen.

Das Aufzeichnen der Konturen von Hand dürfte in Zukunft zweckmäßig durch fotografische Übertragung ersetzt werden. Die Wärmebehandlung nach dem Abtragsprozeß und ihr Einfluß auf die Ermüdungsfestigkeit der behandelten Werkstücke ist noch in einigen Versuchsreihen zu untersuchen.

Für das Chemische Abtragen eignen sich auch größte Bauteile, wie Holme, Gurte und Integralplatten, die in bester Qualität in weit kürzerer Zeit und bei geringeren Gestehungskosten als mit dem bisher üblichen Bearbeitungsverfahren bearbeitet werden können.

Die Bilder 1 und 5 bis 7 zeigen Bauteile, die mit Hilfe der neuen Verfahrenstechnik Chemisches Abtragen gefertigt wurden. Bild 8 zeigt ein Bauteil mit großer Ätztiefe, das wegen Materialfehlern (Doppelungen) und Verfahrensfehlern unbrauchbar ist.

Flu 146

Neues aus der Weltluftfahrt

DK 62913 (100) 000

Flugzeuge

● Der Prototyp des sowjetischen Verkehrsflugzeuges Tu-114 „Rosija“ wurde während der Feierlichkeiten zum 40. Jahrestag der Großen Sozialistischen Oktoberrevolution vorgestellt (Bild 1). Das unter der Leitung des bekannten Konstrukteurs A. N. Tupolew entwickelte Flugzeug ist mit vier Propellerturbinen von je 12000 PS Wellenvergleichsleistung, die je zwei vierblättrige gegenläufige Luftschrauben antreiben, ausgerüstet und wird zur Beförderung von 170 Fluggästen auf Langstrecken (bis 9000 km) dienen. Die Tu-114 wird in der Lage sein, die Strecke Moskau—New York ohne Zwischenlandung zurückzulegen. In einer Touristenausführung finden bis zu 220 Fluggäste Platz. Die Besatzung besteht aus fünf Personen und drei Stewardessen. Die Fluggäste werden in drei Fluggastkabinen im oberen Stockwerk des zweistöckigen Rumpfes untergebracht. Die Tragflächen sind zu etwa 35° gepfeilt. Das achträdrige Hauptfahrwerk wird in die inneren Triebwerksgondeln, das Bugfahrwerk nach hinten in den Rumpf eingefahren. Bemerkenswert ist die Reisegeschwindigkeit, die mit 900 km/h angegeben wird. Die Höchstgeschwindigkeit soll 1000 km/h betragen. Die Größen- und Leistungsangaben beweisen erreicht die Spitzenstellung der sowjetischen Luftfahrtindustrie.

● Die Vorarbeiten für ein mit Atomenergie angetriebenes Flugzeug wurden in der Sowjetunion abgeschlossen. Das Hauptproblem, der Schutz der Besatzung gegen die Neutronenstrahlung des Reaktors, ist mit der Entwicklung einer Legierung „Boral“ (Borcarbid und Aluminium) gelöst. Organische Stoffe und Preßstoffe, die mit Borbestandteilen getränkt sind, dienen dem gleichen Zweck. Der Schutz gegen Beta-Strahlen bereitet keine Schwierigkeiten, während gegen Gamma-Strahlen Blei am besten geeignet ist. Der wirksamste Schutz ergibt sich aber durch mehrere Schichten verschiedenen Materials.

● Demgegenüber wird aus den USA bekannt, daß durch besondere Sparmaßnahmen die bereits sechs Jahre dauernden Vorarbeiten an einem amerikanischen Atomflugzeugprojekt jetzt eingestellt werden mußten. Insgesamt wurden 100 Millionen Dollar in dieses Projekt investiert.

● Nach zehnjähriger Entwicklungszeit und anderthalbjährigen Vorversuchen startete Mitte vergangenen Jahres das Senkrechtstart- und Senkrechtlande-Versuchsflugzeug Ryan X-13 „Vertijet“ zum ersten Flug (Bild 2). Es ist in der Lage, vom senkrechten Start in den Normalflug und aus diesem wieder zum senkrechten Landung überzugehen. Die Deittatragfläche von 6,4 m Spannweite besitzt Endscheiben und kombinierte Quer- und Höhenruder. Die Länge beträgt 7,3 m. Die hochaufragende Seitenflosse besitzt

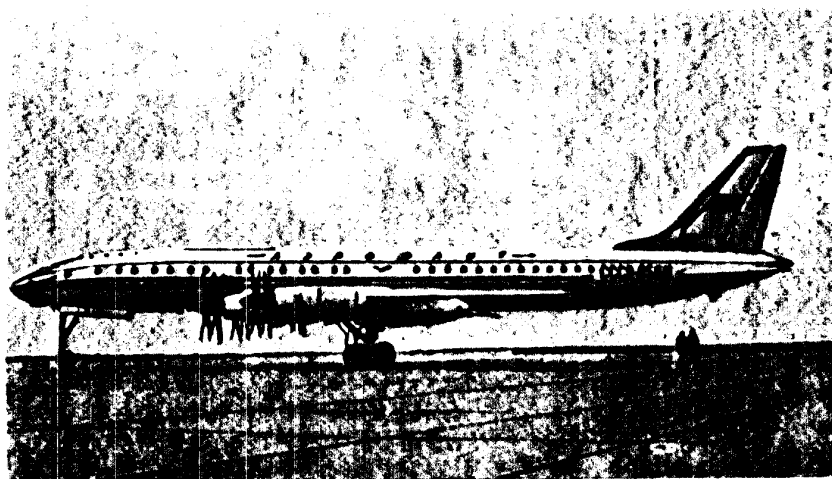


Bild 1. Das sowjetische PFL-Longstrecken-Verkehrsflugzeug Tupolew Tu-114 „Rosija“

Zentralbild

ein spreizbares Ruder. An den Tragflächenenden befinden sich Steuerdüsen, die vom Verdichter des TL-Triebwerkes mit Luft versorgt werden. Die Steuerung im Schwebeflug erfolgt mittels Änderung der Strahlrichtung durch Bewegen der Strahlaustrittsdüse.

Triebwerke

● In der CSR wurde ein luftgekühlter Sechszylinder-Boxermotor vom Typ Praga „Doris B“ entwickelt (Bild 3). Der Motor leistet 220 PS bei einer Drehzahl von 3000 U/min. Das Gewicht beträgt nur rd. 200 kg. Zur Ausrüstung gehört ein elektrischer Anlasser.



Bild 2. Senkrechtstart- und Senkrechtlande-Versuchsflugzeug Ryan X-13 „Vertijet“

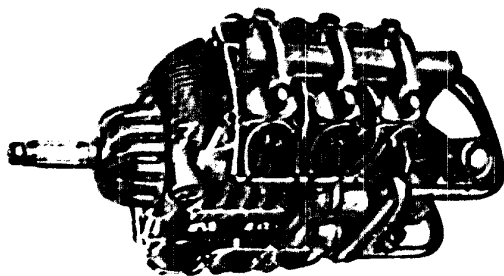


Bild 3. Der tschechoslowakische Flugmotor Praga „Doris B“

Die obenliegenden Nockenwellen werden von der Kurbelwelle durch Königswellen angetrieben.

Verschiedenes

● Vom 1. bis 29. September 1957 veranstaltete die Tschechoslowakische Republik in Brünn die III. Maschinenbau-Ausstellung, auf der auch die tschechoslowakische Luftfahrtindustrie ihre vielseitigen und leistungsfähigen Erzeugnisse ausstellte. Die statische Schau auf dem Freigelände umfaßte folgende Flugzeugtypen: Das zweisitzige Sport- und Übungsflugzeug Zlin 226, eine Weiterentwicklung der bekannten Zlin 126, das viersitzige Sport- und Reiseflugzeug L 40 „Meta Skool“, das vier- bis fünfsitzige Reiseflugzeug Super Aero 45 S, das viersitzige Mehrzweckflugzeug L 60 „Brigadyr“ sowie die Prototypen des Kleinhubschraubers HC.2 „Heli-Baby“ und des Lufttaxi L 200 „Morava“, von dem wir schon in Heft 5/6 berichteten.

Besonders hervorzuheben ist das erstmals der Öffentlichkeit vorgestellte mit 32 Sitzen ausgestattete Kurz- und Mittelstrecken-Verkehrsflugzeug Avia-14, eine verbesserte Ausführung der sowjetischen IL-14. Die Avia-14 kann von Grasplätzen eingesetzt werden.

Flugtriebwerke, Luftschrauben sowie Erzeugnisse des Gerätesektors wie Höhen- und Fahrtmesser, Variometer und künstliche Horizonte waren im Pavillon der Luftfahrt ausgestellt. Ferner wurde ein zur Prüfung von Höhen- und Fahrtmessern, Machmetern, Atmungsgeräten usw. eingerichtetes komplettes Labor gezeigt. Verschiedene Flugzeuge wurden vorgeflogen. Der hohe Leistungsstand der Tschechoslowakischen Flugzeugindustrie fand in den westeuropäischen Ländern stärkste Beachtung und Anerkennung.

● Schlauchlose Reifen für Flugzeuge wurden in Frankreich entwickelt. Nach eingehenden Prüfungen wurde festgestellt, daß schlauchlose Reifen gegenüber herkömmlichen Schlauchberei-

tungen viele Vorteile aufweisen, z. B. größere Sicherheit gegen Reifenpannen, geringeres Gewicht, größere Dichtheitseigenschaft, geringere Erwärmung und schnellere Montage (Bild 4).

● Neuartige Hochenergiekraftstoffe auf Bor-Basis werden gegenwärtig in der UdSSR und in den USA für Turbinentriebwerke entwickelt. Diese Kraftstoffe, auch Borane genannt, sind Bor-Wasserstoff-Verbindungen und weisen gegenüber herkömmlichen Kraftstoffen (Hydrazin, Kerosin) wesentlich höhere Heizwerte auf. Ein weiterer Vorteil ist die höhere Verbrennungsgeschwindigkeit, die gleichbedeutend mit kürzeren Brennkammern ist, sowie die geringere Erldöschungsanfälligkeit der Strahltriebwerke in größeren Höhen. Besonderes Interesse wird den Borwasserstoffen Decaboran ($B_{10}H_{12}$) und Pentaboran (B_5H_9) entgegengebracht.

Kraftstoff	Heizwert kcal/kg
Benzin	10500
Dieselm	10000
Decaboran	15600
Pentaboran	16700

● Über die Unfallhäufigkeit im Luftverkehr der westlichen Staaten entnehmen wir einem ICAO-Bericht interessante Zahlen. Demnach betrug die Unfallzahl je 100 Millionen Fluggastkilometer

Jahr	Unfallzahl
1925	28
1947	3,1
1955	0,6
1956	0,5

Daraus ergibt sich, daß der Fluggast wöchentlich einmal den Nordatlantik im Flugzeug überqueren kann und erst nach mehr als 2000 Jahren einen Flugunfall befürchten muß.

Diese Zahlen beziehen sich jedoch nur auf den Zivilluftverkehr der westlichen Länder und lassen die Sowjetunion und die Länder der Volksdemokratien unberücksichtigt. Die Luftverkehrsgesellschaft Volkschinas flog z. B. trotz besonders schwieriger geografischer und klimatischer Bedingungen seit ihrer Gründung unfallfrei, während die sowjetische Aeroflot mit dem längsten Streckennetz aller Luftverkehrsgesellschaften (rd. 350000 km) nahezu unfallfrei flog.

Fig. 173 Ing. H. K. Lepire

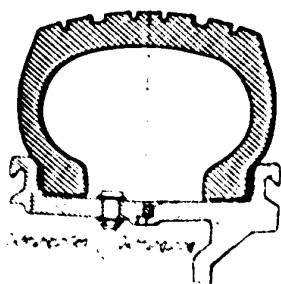


Bild 4. Querschnitt durch einen schlauchlosen Reifen

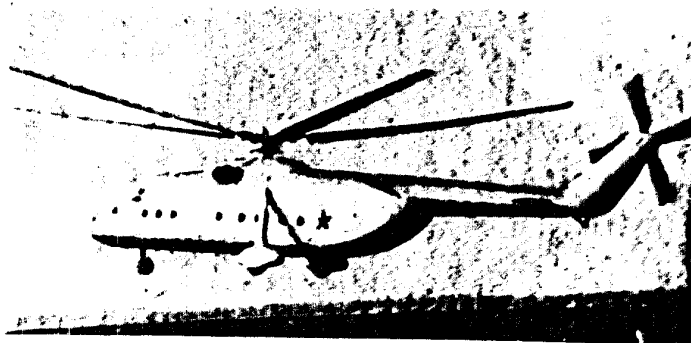


Bild 5. Der sowjetische Großhubschrauber Mi-6

Zentralfoto

Aus der Praxis - für die Praxis Nietwerkzeuge, Nietfehler und ihre Beseitigung

Von J. Reithmeier

OK 621 884

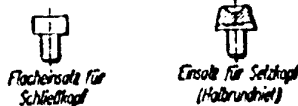
Nietungen an Bauteilen, die mehr als 150 mm vom Rand entfernt sind, sind auf den stationären Drucknietmaschinen ND 5, ND 6 oder PNM 400 auszuführen.

Anwendungsbereich der Drucknietmaschinen

Type	ND 5	ND 6	PNM 400
Niet- \varnothing (mm)	bis 5	bis 8	bis 8
Nietwerkstoff	Dural	Stahl	Stahl

Einwandfreie Nietungen mit Nietpressen sind aber nur gewährleistet, wenn Nietenstößel und Gegenhalter fluchten und keinerlei Spiel aufweisen.

Die folgenden Bilder zeigen die allgemein üblichen Einsätze für Nietpressen.

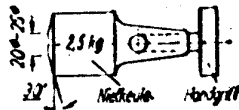


8.3 Vorhalteeisen

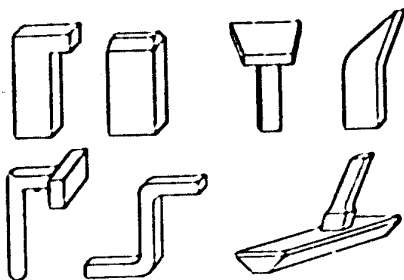
Zum Ausnieten von Bauteilen benutzt man meist Vorhalteeisen oder Nietkeulen als Widerlager, die von Hand gehalten werden. Abhängigkeit der Nietdurchmesser vom Mindestgewicht der Widerlager

Nietnenndurchmesser (mm)	bis 2	bis 4	bis 6	bis 8
Mindestgewicht des Gegenhalters (kg)	0,3	1	1,8	2,8

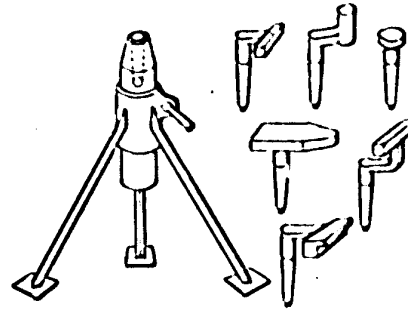
Masse des Gegenhalters möglichst in Nähe des Setz- oder Schließkopfes anbringen. Das folgende Bild zeigt die richtige Form einer Nietkeule für Außenhautnietung.



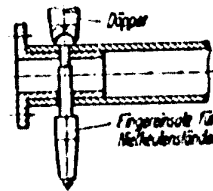
Entsprechend der Zugänglichkeit und Form der Bauteile werden gekrümmte oder sonst irgendwie geformte Gegenhalter gebraucht.



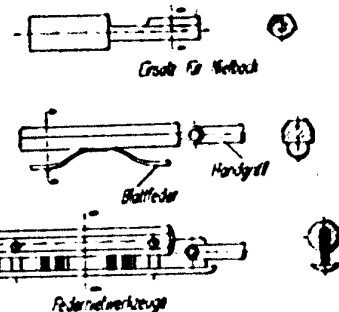
Das Ausnieten kleiner Bauteile außerhalb der Vorrichtungen geschieht auf dem Nietkeulenständer. Das folgende Bild zeigt einen Nietkeulenständer und einige der formenreichen Nietkeuleneinsätze.



Zum Ausnieten von Kugelflächen oder Gewinderungen in Rohren sind besondere Vorhalteeisen vorhanden. Für schwache Rohre wird ein Einsatz im Nietkeulenständer verwendet.



Stärkere Rohre werden mit den entsprechenden Einsätzen im Nietbock oder mit Federwerkzeugen ausgenietet.



Der Handgriff kann entsprechend der Rohrlängen verlängert werden.

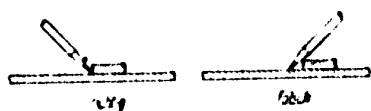
Beim Arbeiten mit Vorhalteeisen ist zu beachten, daß die polierten Auflageflächen vor Beschädigungen zu schützen sind.

9. Nietfehler

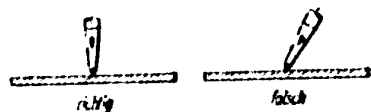
Durch unsachgemäßes Vorbereiten und Herstellen der Nietverbindungen ergeben sich viele Fehlermöglichkeiten. Diese können in jedem Arbeitsgang (Anzeichnen, Bohren, Heften, Senken, Nietstauchen und Gegenhalten) ihren Ursprung haben. Durch Beachten der Nietvorschriften lassen sich diese Fehler weitgehend vermeiden.

9.1 Fehler beim Anzeichnen

Beim Anzeichnen der Bauteile sind die Zeichnungsangaben unbedingt einzuhalten. Das Anzeichnen erfolgt mit einem weichen Bleistift (keine Reißnadel oder Kopierstift), der entlang der unteren Kante des Lineals geführt wird.



Die Nietmitte wird leicht angekörrt. Dabei muß der Körrer zentrisch angesetzt werden, sonst entstehen versetzte Nietreihen, die ein unsauberes Nietbild ergeben.

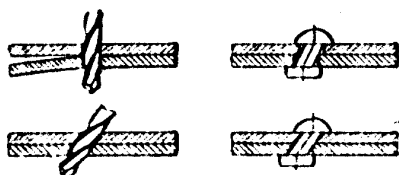


9.2 Fehler beim Bohren und Ansenken

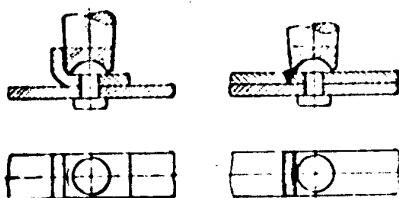
Verwende zum Bohren nur scharf angeschliffene Bohrer aus der Werkzeugausgabe. Zu große Bohrer Durchmesser oder von Hand angeschliffene Bohrer ergeben zu große Nietlöcher, die beim Stauchen der Niete nicht ausgefüllt werden.



Die zu verbindenden Teile müssen satt aufliegen und senkrecht zur Blechoberfläche gebohrt werden, sonst entstehen Fehler, die in folgenden Bildern gezeigt sind:



Bohre das Nietloch nicht zu dicht an Schweißnähten oder Ab rundungen, sonst kerbt der Döpper beim Ausnieten das Werkstück ein.

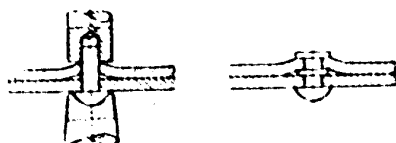


Die Senkung für FS-Niete (Feinstnietung) muß besonders sorgfältig ausgeführt werden. Verwende nur von den dafür verantwortlichen Kollegen eingestellte Senker. Wird die genaue Senktiefe nicht eingehalten, füllt der Setzkopf die Senkung nicht aus oder er steht über.



9.3 Fehler beim Nietenziehen

Weitere Fehler können beim Nietenziehen entstehen. Wird der Niet zu wenig angezogen, staucht sich der Nietenchaft im Hohlraum zwischen den Blechen und der Schließkopf wird zu klein.



Dieser Nietfehler ist nur sehr schwer zu beseitigen, da beim Ausbohren des Nietenchaftes der Restring zwischen den Blechen verbiebt. Dieser muß gesondert entfernt und die entstandene Wölbung sorgfältig ausgebeutet werden.

Wird hingegen der Niet zu stark angezogen, drückt sich der Nietenzieher ins Blech ein, streckt das Blech an den Nietstellen und beut auf.



9.4 Fehler beim Schlagen der Niete

Andere Aufwölbungen können bei falscher Wahl des Nietenhammers oder der Gegenhaltermasse entstehen.

Ist das Hammergewicht gegenüber dem Gegenhalter zu groß, wird das Blech in Richtung auf den Gegenhalter hin durchgedrückt. Man erhält auf dieser Seite eine Aufwölbung, auf der anderen eine Einsenkung.



Bei zu großem Hammergewicht oder zu großer Schlagzahl bei Revolvernietung wird der Schließkopf zu flach geschlagen.



Zu leichter Hammer ergibt einen ungenügend ausgebildeten Schließkopf oder verlangt erhöhte Schlagzahl. Dies führt zum Verspröden und Einreißen der Schließköpfe.



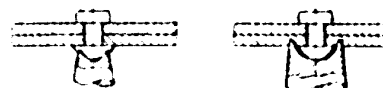
9.5 Fehler durch falsche Wahl der Niete

Weitere Nietfehler ergeben sich bei falscher Auswahl der Niete. So entstehen durch zu kurze Niete zu kleine Schließköpfe. Dagegen kippen zu lange Niete seitlich weg, wodurch Blechbeschädigungen auf der Setzkopfseite und Aufwölbungen der Bleche entstehen.



9.6 Fehler durch falsche Werkzeuge

Verwende bei den Nietarbeiten die richtigen Döpper und Gegenhalter! Ist der Döpper zu klein, wird der Setzkopf breitgeschlagen. Dagegen drückt sich ein zu großer Döpper ins Material ein und verletzt die Blechoberfläche.



Wird der Gegenhalter nicht richtig angesetzt, entstehen am Schließkopf Absätze.



... wird fortgesetzt